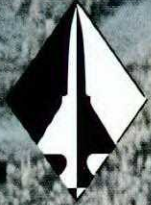




National  
Defence

Défense  
nationale

No 6 1987



# Flight Comment Propos de vol



Canada





National Defence Headquarters  
Directorate of Flight Safety

Quartier général de la Défense nationale  
Direction de la Sécurité des Vols

DIRECTOR OF FLIGHT SAFETY	COL H.A. ROSE	DIRECTEUR DE LA SÉCURITÉ DES VOLS
Investigation and Prevention	LCOL R.G. NICHOLSON	Investigation et Prévention
Air Weapons Safety/Engineering	LCOL A.P. HUMPHREYS	Sécurité des armes aériennes/Génie
Education and Analysis	MAJ M.J. GIBBS	Analyse et éducation

1	As I see it	Mon point de vue	1
3	Aircraft Fatigue — It's Your Concern	La fatigue des aéronefs — Un phénomène qui vous regarde	3
7	Accident Resumé	Résumé d'accidents	7
10	Good Show	Good Show	11
12	For Professionalism	Professionalisme	13
14	On the dials	Aux instruments	15
18	The Worldly Pilot	Le pilote glorieux	19
22	1987 ALSE Update	Mise à jour ESA 1987	23

Editor	Capt Dave Granger	Rédacteur en chef
Graphic Design	Jacques Prud'homme	Conception graphique
Production Coordinator	Monique Enright	Coordinateur de la production
Illustrations	Jim Baxter	Illustrations
Art & Layout	DDSD 7 Graphic Arts / DSDD 7 Arts graphiques	Maquette
Translation	Secretary of State - TCIII / Secrétariat d'État - TCIII	Traduction
Photographic Support	CF Photo Unit / Unité de photographie - Rockcliffe	Soutien Photographique

Flight Comment is published 6 times a year by the NDHQ Directorate of Flight Safety under the authority of the Vice Chief of the Defence Staff (VCDS). The contents do not necessarily reflect official policy and unless otherwise stated should not be construed as regulations, orders or directives. Contributions, comments and criticism are welcome; the promotion of flight safety is best served by disseminating ideas and on-the-job experience. Send submissions to: Editor, Flight Comment, NDHQ/DFS, Ottawa, Ontario, K1A 0K2. Telephone: Area Code (613) 995-7037.

La revue Propos de Vol est publiée six fois par année, par la Direction de la sécurité des vols du QGDN sous l'autorité du Vice-chef de l'état-major de la Défense (VCED). Les articles qui y paraissent ne reflètent pas nécessairement la politique officielle et, sauf indication contraire, ne constituent pas des règlements, des ordonnances ou des directives. Votre appui, vos commentaires et vos critiques sont les bienvenues; on peut mieux servir la sécurité aérienne en faisant part de ses idées et de son expérience. Envoyez vos articles au rédacteur en chef, Propos de Vol, QGDN/DSV, Ottawa, Ontario, K1A 0K2. Téléphone: Code régional (613) 995-7037.

Subscription orders should be directed to:  
Publishing Centre,  
Supply and Services Canada,  
Ottawa, Ont. K1A 0S9  
Telephone: Area Code (613) 997-2560

Pour abonnement, contacter:  
Centre de l'édition  
Approvisionnement et services Canada  
Ottawa, Ont. K1A 0S9  
Téléphone: Code (613) 997-2560

Annual subscription rate: for Canada, \$14.50, single issue \$2.50; for other countries, \$17.40, single issue \$3.00. Payment should be made to Receiver General for Canada. **This publication or its contents may not be reproduced without the editor's approval.**

Approvisionnement annuel: Canada, \$14.50, chaque numéro \$2.50; étranger, abonnement annuel \$17.40, chaque numéro \$3.00. Faites votre chèque ou mandat-poste à l'ordre du Receveur général du Canada. **La reproduction du contenu de cette revue n'est permise qu'avec l'approbation du rédacteur en chef.**

## As I see it

### There Is Only One Team

As the year draws to a close, it is natural to look back over the last 12 months to see if things went along, perhaps not as hoped, but at least as expected. At this time, it would be normal to review the statistics for 1987 and make some comments on how we fared against previous years. No doubt, the closing statement would include some caution concerning complacency. Well, I am not going to do that this year. I am sure the CDS will focus on those subjects in his annual editorial in the first issue of 1988. What I do want to touch on is the noticeable trend of identifying problems as relating to specific groups or agencies within the air community rather than considering the effect the problem might have on the overall operation. There appears to be a move back towards an "I'm OK, Jack — you look out for yourself" posture.

In this context, I use the term air community in its broadest sense. I consider everyone on an air base or anyone associated with flying operations to be a member of the air community. That includes all those who administratively or logistically support the aircrew or the aircraft as well as those who man or maintain the airfield facilities. I count you all as members of the air team; you are as vital to a safe and effective operation as the technicians who maintain the aircraft and the aircrew who fly them.

Here at DFS, we are tasked with the responsibility of reviewing all accident and incident reports. The aim in reporting these occurrences is to identify cause(s) so that corrective actions can be taken. In fulfilling our review mandate, we often pursue the investigation further than may have been the case at unit or base level and we, on occasion, adjust assigned cause factors or add new ones. We do this in the name of prevention and we always explain and support any changes made.

Regrettably, in a number of recent cases this modification of assigned cause factors or addition of new cause factors has been seen as the DFS "black hats" pointing fingers and criticising. When the agency involved is other than aircrew — this perceived criticism escalates into an in-house we/they attitude which, when fully developed, causes tensions, suspicion and bitterness, and most important, breaks down the vital team concept of air operations.



## Mon point de vue

### Nous ne formons qu'une seule équipe

L'année tire à sa fin et il est donc naturel de jeter un coup d'oeil en arrière sur les douze derniers mois pour voir si les choses se sont passées, sinon comme nous l'aurions souhaité, du moins comme on pouvait s'y attendre. Il serait normal maintenant de revoir les statistiques de 1987 et de faire une comparaison avec nos résultats des années précédentes. Nul doute que, pour conclure, il y aurait une mise en garde contre la passivité. Eh bien non, pas cette année. Je suis sûr que le Chef de l'état-major de la Défense insistera sur tous ces points dans son éditorial annuel, dans le premier numéro de 1988. Le sujet que je désire aborder est le suivant: la tendance nette qu'il y a à identifier les problèmes comme s'ils se rattachaient à des groupes ou à des organismes spécifiques du milieu aéronautique, plutôt que de considérer les effets qu'ils peuvent avoir sur l'ensemble de l'exploitation. Il semblerait que l'on revient à l'attitude "Ne vous en faites pas pour moi, occupez-vous plutôt de vos affaires".

Ici, j'utilise le terme milieu aéronautique dans son sens le plus large. Pour moi, tous ceux qui se trouvent sur une base aérienne ou qui sont associés aux opérations aériennes font partie de ce milieu. Cela comprend aussi bien le personnel de soutien logistique et administratif des équipages et des aéronefs que celui qui s'occupe de la bonne marche et de l'entretien des installations des terrains d'aviation. En ce qui me concerne, vous êtes tous des membres de l'équipe. Votre rôle, pour que l'exploitation se fasse de manière sûre et efficace, est tout aussi vital que celui des techniciens qui entretiennent les appareils et que celui des équipages qui les font voler.

À la DSV, notre tâche est de revoir tous les rapports d'accident et d'incident. Le but de rapporter ces faits est d'identifier les causes afin de pouvoir prendre des mesures correctives. L'accomplissement de notre tâche, qui est de revoir les faits, nous amène souvent à pousser une enquête plus loin qu'elle ne l'a peut être été en unité ou à la base, et il nous est arrivé d'ajouter de nouveaux facteurs contributifs ou de rectifier ceux déjà attribués. Nous faisons cela au nom de la prévention, et nous expliquons et soutenons toujours les changements apportés.

Il est regrettable, que dans un certain nombre de cas récents, ces changements ou ces nouveaux éléments apportés soient considérés comme un moyen mis en oeuvre par les "Père Fouettard" de la DSV pour critiquer et montrer du doigt. Lorsqu'un groupe autre



Another DFS responsibility is to monitor the aircraft occurrence reports for trends and to initiate action on any identified problem areas. One method we use in fulfilling this tasking is through articles and features in Flight Comment, including the centerfold poster and Birdwatcher's Corner, in an effort to draw attention to these concerns. In every case, there is a safety reminder or learning point associated with the presentation sparked by recent occurrences. The posters often use humour to make their point and the Birdwatcher is always pointedly irreverent in its depiction of a point of concern. Unfortunately, the important issue in these safety reminders is occasionally being missed by those involved. Again, it is being taken as public criticism of a specific group rather than a way of focusing the air community's attention on an area of concern. Once again the collegial approach suffers and a breakdown of the vital teamwork results.

To truly promote safe flying operations, we must learn from our mistakes. To do this, we must analyze discrepancies and identify the cause(s). Only when we find the cause(s) can we develop and institute valid preventive measures. We must be prepared to call a spade a spade, report discrepancies without bias, find the true cause(s) and take the necessary action to correct the fault. We cannot afford to become protective and develop teams within teams. No one sets out to make mistakes but they do happen, so let's learn from them. The greatest strength in our system is that we openly discuss our mistakes. This will only continue if we can maintain trust in the system and amongst ourselves. Blame is not a part of our system, but the ability to be forthright and, on occasion, laugh at ourselves is. But we laugh at ourselves as a team — a co-operative, mutually supportive and highly motivated team comprising all members of the air community. When it comes to safe flying operations — THERE IS ONLY ONE TEAM . . . As I see it.

Col. H.A. Rose, DFS



que le personnel navigant est mis en cause, ce qui est perçu comme étant une critique dégénère et conduit à l'attitude "Eux d'un côté, nous de l'autre". Cette attitude, lorsqu'elle a pris toute son ampleur, crée des tensions, fait naître la méfiance et engendre l'amertume et, ce qui est plus important encore, elle détruit la notion d'équipe, vitale pour les opérations aériennes.

Une autre responsabilité de la DSV consiste à dégager les tendances qui ressortent des rapports de faits aéronautiques et à prendre les mesures voulues partout où les problèmes ont été identifiés. Les articles et les sujets traités dans Propos de vol sont une méthode utilisée pour attirer l'attention, y compris l'affiche et la page intitulée "Un drôle d'oiseau". Dans chaque cas, il y a une leçon à tirer ou un rappel de sécurité associé à la présentation inspirée par des faits récents. Les affiches sont souvent humoristiques pour mieux délivrer leur message et l'article "Un drôle d'oiseau" est toujours impertinent et sarcastique dans la manière de dépeindre le sujet traité.

Malheureusement, dans ces rappels concernant la sécurité, le point important passe souvent inaperçu des intéressés. Il est, répétons le, pris comme s'il s'agissait d'une critique adressée publiquement à un groupe particulier, alors qu'il s'agit seulement d'attirer l'attention du milieu aéronautique sur un domaine donnant lieu à des inquiétudes. L'esprit d'équipe en souffre, et le travail d'équipe, d'importance vitale, est brutalement interrompu.

Pour que la sécurité progresse véritablement dans les opérations aériennes il faut que nous tirions les leçons des erreurs commises. À cette fin nous devons analyser les défaillances et en déterminer la ou les causes. Lorsque celles-ci sont identifiées alors seulement pouvons-nous établir et instituer des mesures préventives valides. Il faut être prêt à appeler un chat un chat, à rapporter les défaillances de manière objective, à en découvrir les vraies causes et à prendre les mesures nécessaires pour corriger le défaut. Nous ne pouvons pas nous permettre de développer une mentalité protectrice ni d'introduire les divisions dans les équipes. Personne n'a l'intention de commettre des erreurs volontairement, mais celles-ci se produisent, aussi qu'elles nous servent de leçon. Notre plus grande force est que nous discutons ouvertement de nos erreurs. Nous ne pourrions continuer à le faire que si nous maintenons la confiance que nous avons en notre système, confiance qui doit régner entre nous. Le blâme n'y a pas sa place, mais la franchise oui et, à l'occasion, nous pouvons rire de nous-mêmes. Mais il s'agit de rire en équipe, une équipe coopérative, hautement motivée, dans laquelle on s'épaulé mutuellement, et qui comprend tous les membres du milieu aéronautique. Lorsqu'il s'agit de la sécurité des opérations aériennes — NOUS NE FORMONS QU'UNE SEULE ÉQUIPE . . . C'est là mon point de vue.

Col. H.A. Rose, DSV

## Aircraft Fatigue — It's Your Concern

Capt T. Leversedge, DAS Eng

Aircraft fatigue has recently become a topic of renewed interest within the Canadian Forces. Fatigue concerns with various aircraft are normal and even state-of-the-art aircraft such as the CF188 Hornet require careful analysis of potential fatigue-related problems. Quite often, the question is asked "If an aircraft is flown within the normal envelope, why do we need to concern ourselves with aircraft fatigue?" But before we can discuss fatigue and its impact on fleet operations, it is necessary to understand the mechanism of fatigue.

### The mechanism of fatigue

A simple analogy is to take a brass paperclip and try to break it by pulling it apart. The static strength of the clip is quite high and will require tremendous effort to succeed in breaking it. Now unbend it and then begin to flex it back and forth. The clip is ductile enough to withstand repeated flexing and strong enough to initially withstand even severe flexing. If you continue to flex the paperclip, however, at some point it will break even when relatively moderate flexing is used.

The mechanism of failure in the paperclip is fatigue. The key to fatigue failure is the cyclic loading and the tensile stresses associated with this loading. As the paperclip is flexed back

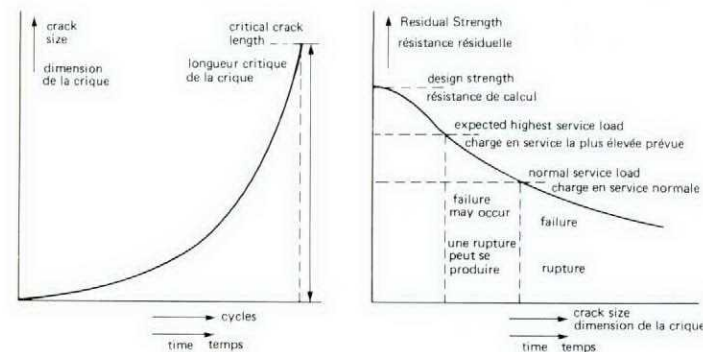
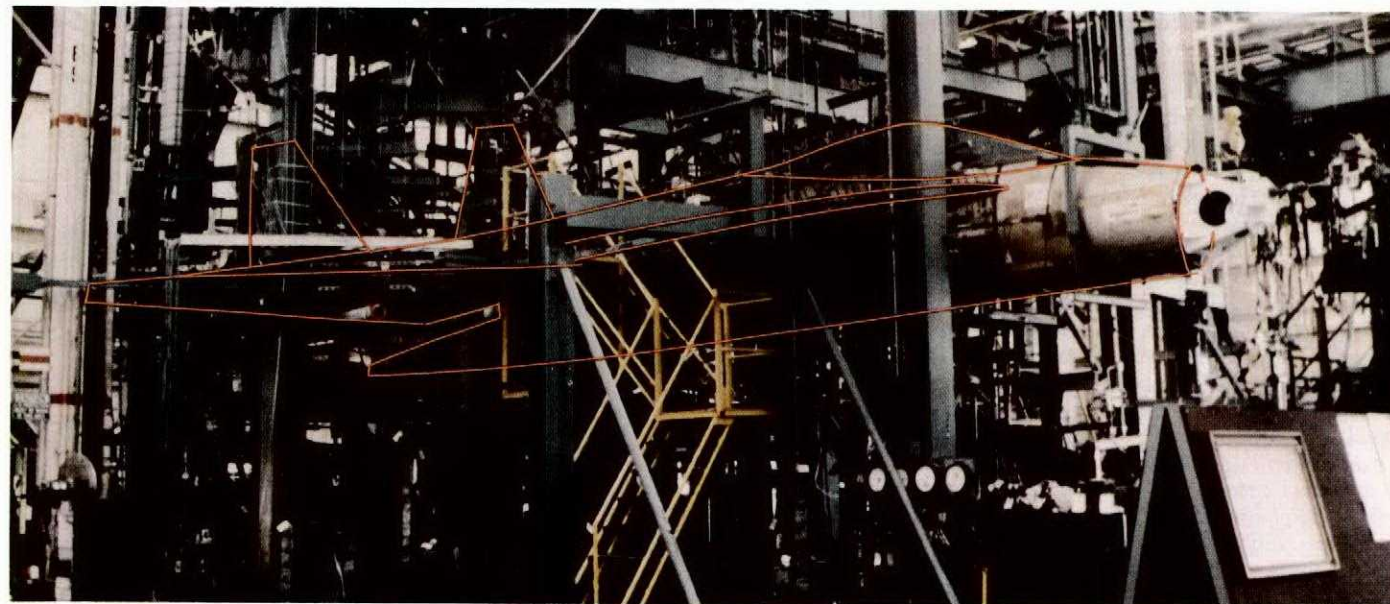


FIGURE 1. Crack Growth and Residual Strength Curves  
Courbes de croissance des crâques et résistance résiduelle



F-18 Fatigue Test

FIGURE 2.

Essai de fatigue de F-18

## La fatigue des aéronefs — Un phénomène qui vous regarde

Capitaine T. Leversedge, Ingénieur DTSA

La fatigue des aéronefs a récemment suscité un regain d'intérêt dans les Forces canadiennes. Il est normal que des inquiétudes se manifestent au sujet d'un phénomène qui touche des aéronefs divers; même les appareils qui relèvent d'une technologie de pointe comme le CF188 Hornet demandent que les problèmes associés à la fatigue soient analysés avec soin. On entend très souvent dire « Pourquoi la fatigue doit-elle me préoccuper, si je pilote l'appareil dans son domaine de vol? ». Avant de discuter de la fatigue et de l'impact qu'elle a sur les opérations de la flotte, il est nécessaire d'en comprendre le mécanisme.

### Mécanisme de la fatigue

Faisons une analogie simple: imaginons une agrafe — trombone en laiton et essayons de la rompre en tirant sur ses extrémités. L'agrafe a une résistance statique très importante et il faudra tirer extrêmement fort pour arriver à la rompre. Maintenant, déplions l'agrafe et faisons lui subir des flexions répétées dans un sens et dans l'autre. L'agrafe est suffisamment ductile pour supporter des flexions répétées et suffisamment forte pour tolérer au début des flexions importantes. Toutefois, si nous continuons à la fléchir, il viendra un moment où l'agrafe se rompra, même si la flexion est modérée.

Le mécanisme qui amène la rupture de l'agrafe s'appelle la fatigue. L'explication de rupture par fatigue se trouve dans la fréquence de la charge imposée et dans les forces de traction qui lui sont associées. Les flexions répétées font apparaître des microfissures sur l'agrafe. Le moment exact où ces crâques naissent dépend de l'intensité de la charge (c'est-à-dire du niveau de contrainte) et de la fréquence à laquelle elle est appliquée. Il est important de noter que cela ne dépend pas de la durée d'application de la charge, mais seulement du fait que l'application est cyclique. Même en appliquant une flexion modérée seulement, l'agrafe finira par se rompre. Cela prendra plus de temps, c'est-à-dire un plus grand nombre de cycles, mais la rupture aura lieu à un niveau de contrainte relativement faible. Éventuellement, l'application continue d'une charge cyclique finira par engendrer une crâque. La propagation de la crâque à chaque cycle d'application de charge peut être au début infiniment petite, mais elle sera continue et irréversible. Au fur et à mesure



and forth, microcracks develop. Exactly when cracks develop depends on the severity of loading (ie. the stress level) and how many cycles are applied. It is important to note that it does not depend on the duration of load application; only that the load is cyclic. If only moderate flexing is used on the paperclip, it will probably still break eventually. It will take longer (ie. more cycles) but it will be at a relatively low stress level. Eventually, as the cyclic loading is continued a complete fatigue crack is initiated. The rate of extension of this crack per load cycle may initially be infinitesimally small but it will be continuous and irreversible. As the crack forms and grows, the strength of the paperclip is gradually reduced. At some specific or "critical" crack length, the application of the same load causes the crack to grow rapidly until the paperclip is severed (see FIG 1). This failure occurs within milliseconds and because no strong alternate load path exists, the paperclip breaks completely. If we change the material involved (ie. use a steel paperclip), the mechanism to failure is identical but everything else is affected. The time (or number of cycles) to failure will change as will the critical crack length for the material.

Take the same type of brass paperclip and put a notch in it with a knife and watch how much faster it breaks under the flexing. The effect of the notch in the clip is to induce a stress concentration (ie. magnification) which accelerates the entire fatigue process. The notch locally increases the stress level and decreases the number of loading cycles required to initiate a crack.

#### Aircraft fatigue

An aircraft is a collection of thousands of structural components, held together by tens of thousands of fastening devices. Each bolt/rivet hole, machining defect, tool mark or surface irregularity duplicates the effect of the notch in the paperclip. As the airframe components are subjected to cyclic loads, cracks may develop. The maximum value of these loads is of significance for the static strength requirements of the aircraft. For example, a fighter aircraft designed to typically operate up to a maximum load factor of +7.33 "g" usually incorporates a safety factor of 1.5 allowing it to withstand a one time application of 11 "g" (ie. an overstress to 9 or 10 "g" is very serious since it is approaching the maximum static strength of the aircraft). In "fatigue" terms, however, a high "g" (positive or negative) overstress is relatively insignificant. Instead it is the cumulative effect of all the various cyclic loads which is of greater importance to the life of the structure. Since the occurrence of 3, 4, 5, and 6 "g" load factors are far more frequent than an occasional high "g" overstress, these lower stress levels are very important (ie. a part/component may fail at stresses less than the static strength of the material due to cracks induced by cyclic loading). At the same time, unfortunately, many



Tutor Fatigue Failure — Horizontal Stabilizer Aft Attachment Fitting (with 4 QETE photos of fitting)

of the high-strength metal alloys used in modern aircraft to save weight also have very small critical crack lengths which means that the time (number of cycles) between crack initiation and failure of the component may be very short.

Aircraft designers try to estimate both the magnitude and frequency of occurrence of the cyclic loads applied to each of the critical structural components in the aircraft and then by careful design and selection of materials, build components which will not crack and fail during the expected service life of the aircraft. The fatigue behaviour of a particular component can often be appreciated once the main applied loadings and structural reactions are understood (tension loading having the greatest influence). For example, a pressure cabin skin is tension loaded by every pressurization cycle. The upper surfaces of a transport aircraft wing (e.g. CC130 Hercules) can be subjected to maximum tension loads as the wing sheds lift on landing although the wing response to taxiing over rough surfaces with maximum fuel loads is also important. On fighter aircraft, the lower wing skins see maximum tension loads in normal fighter manoeuvres. Other loading actions may not be so obvious. Fatigue loading of fin or tailplane structure can be dominated by dynamic effects (ie. flutter or buffet) and the use of control surfaces. Undercarriage components may be sensitive to engine run-ups against brakes. An engine compressor section suffers a major stress cycle due to centrifugal loads building up from idling to maximum RPM and down again.

#### Aircraft fatigue testing

In a subject as complex as aircraft design, it is vital that the engineering calculations and assumptions be verified by testing. A (full scale) fatigue test is the cornerstone of a fatigue-resistant aircraft design. An early production airframe is placed in a complex framework of computer controlled loading jacks which simulate the various flight loads which will affect the average airframe in service (see FIG 2). Flight loads, ground loads and various other loads are applied in a sequence and frequency designed to simulate future operational conditions as closely as possible. In order to account for the many variables, the test duration has usually involved at least twice the number of service hours intended for the aircraft (ie. the F-18 was actually tested to 12,000 hours and the results divided by a safety factor of 2 to meet the required 6,000 hour design (safe) life for the aircraft).

The reason for this caution should be apparent if we return to our paperclip analogy and you take three identical paper-

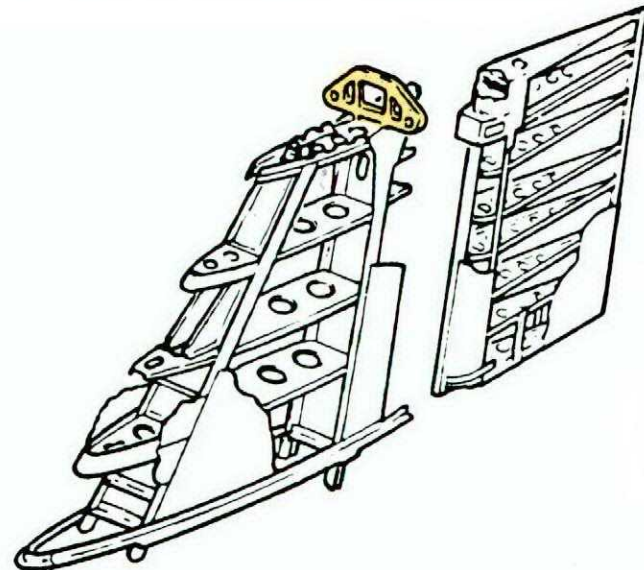


FIGURE 3.

Rupture de fatigue sur tutor — Ferrure de fixation arrière du stabilisateur (avec 4 photos du CETQ).

que la crique se développe, la résistance de l'agrafe diminue graduellement. Lorsque la crique atteint une longueur donnée « critique », l'application de la même charge fait que la crique croît rapidement jusqu'à la rupture de l'agrafe (voir figure 1).

Cette rupture se produit en quelque millisecondes et, comme les efforts n'ont pas d'autre cheminement à emprunter, l'agrafe se rompt complètement. Si nous utilisons une agrafe composée d'une matière différente (acier par exemple), le mécanisme de la rupture est identique, mais tout le reste change. Lorsqu'un élément est fait d'un matériau différent, le temps ou nombre de cycles avant rupture sera différent, ainsi que la longueur critique de la crique.

Prenons le même type d'agrafe en laiton, faisons une entaille et nous voyons que la rupture à la suite des flexions se produit plus vite. L'entaille a pour effet de concentrer les contraintes, c'est-à-dire de les amplifier au point d'accélérer tout le processus de fatigue. L'entaille augmente localement le niveau de contrainte et réduit le nombre de cycles nécessaires à l'apparition d'une crique.

#### Fatigue des aéronefs

Un aéronef est une collection de milliers de composants structuraux tenus ensemble par des dizaines de milliers de pièces de fixation. Chaque trou de vis ou de rivet, défaut d'usinage, marque d'outil ou irrégularité de surface reproduit l'effet de l'entaille sur l'agrafe. Chaque fois que les éléments de la cellule sont soumis à des charges cycliques, des criques peuvent apparaître. La valeur maximale de ces charges est importante, pour répondre aux exigences de résistance statique d'un aéronef. Par exemple, un chasseur conçu pour supporter typiquement jusqu'à 7,33 g est généralement calculé avec un coefficient de sécurité de 1,5 qui lui permet de supporter une fois 11 g (c'est dire qu'un facteur de charge de 9 à 10 g est très grave, car il est proche de la résistance statique maximale de l'aéronef). En termes de « fatigue » toutefois, un dépassement important du facteur de charge limite, positif ou négatif, est relativement insignifiant. Par contre, c'est l'effet cumulatif de toutes les charges cycliques diverses qui est de la plus grande importance pour la durée de vie de la structure. Comme des facteurs de charge de 3, 4, 5, et 6 g se produisent beaucoup plus fréquemment qu'un dépassement occasionnel à nombre de « g » élevé, ces niveaux inférieurs de contrainte sont très importants (autrement dit, un élément ou composant peut se rompre sous des contraintes inférieures à la résistance statique d'un matériau, à cause de criques induites par l'application cyclique de charges). Malheureusement, un grand nombre d'alliages de métaux utilisés dans les appareils modernes pour économiser du poids ont aussi une très petite longueur critique de crique, ce qui signifie que le temps (nombre de cycles) entre le début

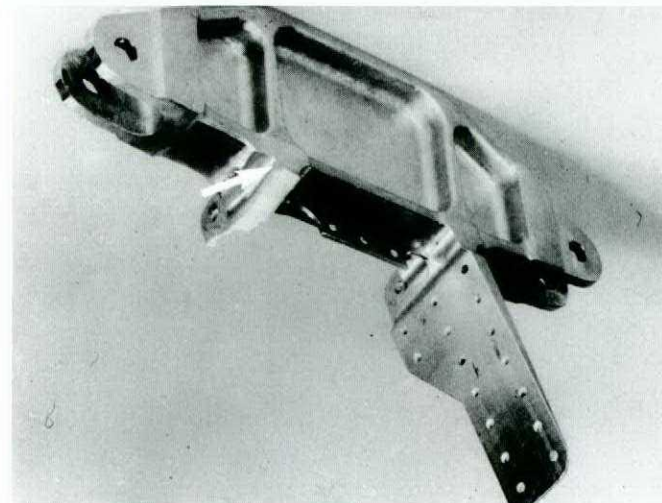
de la crique et la rupture du composant peut être très court.

Les bureaux d'étude cherchent à prévoir quels seront l'ordre de grandeur et la fréquence des charges cycliques appliquées à chacun des composants structuraux critiques d'un aéronef. Ensuite, ils construisent des composants qui n'auront pas de criques et ne romperont pas pendant la durée de vie prévue de l'aéronef, après avoir soigneusement dessiné ces composants et choisi les matériaux dont ils seront faits. La tenue de fatigue d'un composant donné peut souvent être jugée, une fois comprises quelles seront les principales charges appliquées et les réactions structurales (les charges en tension ayant la plus grande influence). Par exemple, un revêtement de cabine pressurisée est soumis à une charge tensorielle à chaque cycle de pressurisation. L'extrados d'aile d'un avion de transport — CC130 Hercules par exemple — peut être soumis à des charges tensorielles maximales au fur et à mesure que l'aile perd de sa portance à l'atterrissage, même si à pleine charge de carburant, la réaction de l'aile est importante elle aussi lorsque l'avion circule sur une surface sommaire. Sur un avion de chasse, le revêtement de l'intrados de la voilure supporte les charges tensorielles maximales pendant les manoeuvres normales pour ce type d'appareil. D'autres charges qui s'exercent peuvent ne pas être aussi évidentes. La charge de fatigue de la dérive ou de la structure de queue peut être dominée par des effets dynamiques (flottement ou tremblement) et par l'utilisation des gouvernes. Les composants de train d'atterrissage peuvent être sensibles aux points fixes sur frein. La section compresseur d'un moteur souffre d'un cycle de contraintes majeures dû aux charges centrifuges qui vont en augmentant lorsque le moteur accélère du ralenti au régime maximal, et diminue ensuite.

#### Les essais de fatigue

Lorsqu'il s'agit d'un sujet aussi complexe que l'étude d'un aéronef, il est vital que les calculs et les techniques soient vérifiés par des essais. La conception d'un appareil résistant à la fatigue repose sur des essais effectués sur cellule complète. Une cellule de pré-série est placée sur un dispositif complexe de vérins commandé par ordinateur, dispositif qui reproduit les charges variées auxquelles est soumise une cellule ordinaire lorsqu'elle est en service (voir figure 2). Les charges en vol et au sol, ainsi que divers autres charges, sont appliquées dans un ordre et à une fréquence destinés à simuler les conditions opérationnelles futures de manière aussi réaliste que possible. Afin de tenir compte des nombreuses variables, les essais portent en général sur deux fois la vie prévue des aéronefs en heures de service (ainsi, le F-18 a subi 12 000 heures d'essais et les résultats ont été divisés par le coefficient de sécurité 2, afin de satisfaire aux 6 000 heures requises qui correspondent à la durée de vie calculée de l'appareil).

La raison de cette précaution devient évidente si nous revenons à l'exemple de l'agrafe. Prenez trois agrafes identiques et essayez de les soumettre au même type de flexion, en comptant le nombre de cycles avant la rupture. Il y aura inévitablement des différences, même si le matériau et la forme des trois agrafes sont les mêmes, ainsi que les charges appliquées. Il en est de même pour les essais de fatigue où inévitablement des criques apparaissent, mais où chaque équipe tente d'obtenir la durée de vie requise sans que des défaillances importantes et critiques en vol apparaissent sur des éléments de cellule. Les défauts qui sont découverts peuvent alors être réparés ou l'élément redessiné sur les aéronefs de série, soit avant la livraison soit immédiatement après. Bien que les essais en fatigue donnent des résultats remarquables pour prédire les défaillances structurales, tout essai qui repose sur la simulation de charges qui seront rencontrées en service n'a de valeur que dans la mesure où nous savons ce que seront les charges. Le fait qu'un aéronef soit soumis à des manoeuvres inattendues ou particulièrement violentes qui n'auront pas déjà été créées aux essais constitue la raison principale pour laquelle nous avons été incapables de prédire une défaillance structurale grave avant qu'elle se soit produite.



Overall view of a failed 7076-T6 aluminum tail fitting.

Vue d'ensemble de la serrure de queue en aluminium 7075-T6 qui s'est rompue.



clips and try to subject them to exactly the same type of flexing while counting the number of cycles to failure. Inevitably, there will be some variation even though the material, configuration and loading of each paperclip is the same. Similarly, fatigue tests inevitably show up some cracking of components but every design team tries to achieve the service life needed without having the airframe develop significant faults in flight critical components. Those faults which are discovered can then be repaired or redesigned on production aircraft either before or immediately after delivery. While fatigue tests have an outstanding record of predicting structural failures, any test that relies on simulating the loads encountered in service is only as good as our knowledge of what these operating loads will be. Unexpected or overly severe usage which has not been previously reproduced in testing is the primary reason we have not been able to predict major structural problems before they have occurred.

This is the case particularly when the aircraft is operated in a role never envisaged by the manufacturer as with many of the CF fleets. If the in-service loads are more severe or more frequent than accounted for in testing then a decrease in the fatigue life and initiation of fatigue cracks are the result. The consequences are potentially catastrophic. In 1978, a Snowbird solo aircraft crashed due to a fatigue induced crack and subsequent failure of an aluminum horizontal stabilizer attachment fitting (see FIG 3). Although the aircraft had been designed and fully tested as a basic trainer aircraft (including potential aerobatic training), the frequency and magnitude of the loads encountered in Snowbird solo routines had never been fully anticipated in the original design analysis or fatigue testing. The fitting was subsequently redesigned in steel and a revised, less severe, aerobatic routine was instituted.



The 7075-T6 aluminum (left) and the 4130 steel (right) tail fittings shown as received.  
Les serrures de queue en aluminium 7075-T6 (à gauche) et en acier 4130 (à droite), telles qu'elles ont été reçues.



The critical radius (arrow) on the 7075-T6 aluminum tail fitting responsible for the Snowbird disaster.  
Le congé de raccordement critique (flèche) de la serrure de queue en aluminium 7075-T6 responsable de l'accident de Snowbird.  
(continued on page 20)



The redesigned critical radius (arrow) on the 4130 steel tail fitting.  
Le congé de raccordement critique (flèche) redessiné sur la serrure de queue en acier 4130.  
(suite à la page 21)

C'est le cas surtout lorsqu'un aéronef est amené à jouer un rôle jamais envisagé par le constructeur, comme cela se produit dans de nombreuses flottes des Forces canadiennes. Si les charges auxquelles est soumis un appareil quand il est en service sont plus fortes ou plus fréquentes que celles rencontrées pendant les essais, le résultat est une diminution de résistance à la fatigue et le commencement d'apparition de criques. Les conséquences peuvent être catastrophiques. En 1978, un appareil solo des Snowbird s'est écrasé à cause d'une crique de fatigue qui a entraîné la rupture d'un point de fixation en aluminium du stabilisateur (voir figure 3). L'appareil avait bien été conçu comme avion d'entraînement de base (y compris éventuellement pour la voltige) et subi tous les essais, mais la fréquence et l'importance des charges qu'il rencontrerait comme Snowbird effectuant des manœuvres de routine solo n'avaient jamais été tout à fait anticipées dans la première analyse des calculs ni lors des essais en fatigue. Par la suite, la fixation a été redessinée en acier et des figures de voltige moins violentes ont été établies.

Dans le passé, les essais de fatigue avaient tendance à fixer une limite arbitraire à la durée de vie en exploitation. Souvent il reste à un aéronef un certain potentiel de vie en exploitation, mais ce potentiel reste inutilisable faute pour l'aéronef d'avoir subi d'autres essais. Comme c'est le cas pour de nombreux aéronefs des flottes des Forces canadiennes, s'il est souhaitable de prolonger la vie en exploitation d'un appareil au-delà de la durée prévue à l'origine, il faut alors reprendre des essais de fatigue, complexes et coûteux. La règle habituelle regardant la plupart des aéronefs est de faire ces essais jusqu'à ce qu'une rupture majeure se produise et que la réparation ou le remplacement ne puisse se faire de manière économique sur l'aéronef en cause. En même temps, les méthodes d'essai ont été révisées et incorporent maintenant l'aspect fatigue (durabilité) et l'aspect tolérance aux dommages; la tolérance aux dommages est la possibilité qu'a la structure de supporter des charges, même lorsque certains éléments sont criqués ou défectueux. Des programmes DADTT d'essai de durabilité et de tolérance aux dommages sont actuellement en cours dans toutes les flottes de CF116, CT114 et CC115 des Forces canadiennes, pour vérifier ou prolonger la durée de vie en exploitation établie par calcul. Ces programmes sont coûteux et longs, mais nécessaires pour assurer la continuité et la sécurité d'exploitation des types d'aéronef impliqués.

## ACCIDENT RESUMÉS

CH124 — 4 November 1987, 20 Miles off the Coast of Nova Scotia



The mission was a final post periodic maintenance test flight to be flown from CFB Shearwater. After completing the final item of the test flight the aircraft departed the hover and was in the process of returning to Shearwater when it experienced a main gear box chip detect light. The chip light was cleared by using the FUZZ BUSTER, however, 1.5 minutes later a second chip light illuminated which was again cleared. One minute later the chip detect light illuminated for the third time. A PAN was declared and the aircraft was flown to the hover. During the succeeding five minutes the chip detector again illuminated a further five times at which point the pilot declared a MAY DAY and carried out a controlled ditching and shutdown. The crew abandoned the aircraft and minutes later were hoisted aboard another Sea King, uninjured.

The aircraft remained upright for 1.3 hours then rolled inverted and finally sank in approximately 240 feet of water.

Recovery attempts of the aircraft were hampered by poor weather and sea conditions as well as the problems associated with deep underwater recoveries. Technical investigation of the main gear box is being conducted at QETE.



CF-5 — 12 November 1987, Air Combat Manoeuvre Range — Instrumented (ACMRI), Tyndall AFB, Florida

The mission was Dissimilar Aircraft Combat Training (DACT) and was briefed with two F-16s versus two CF-5s (2V2) on the ACMRI. All aircraft were fitted with ACMRI pods to transmit telemetry data to ground based computers for future replay. One F-16 ground aborted, so the mission became 2V1. During the mission, the F-16 converted on the number two CF-5 from below and as the number two CF-5 turned into the attacker, the lead CF-5 split high and then closed on the F-16 for a missile shot. While the F-16 was obtaining a "guns" kill, the lead CF-5 closed further and made a high angle "guns-kill" just as the F-16 broke off his attack on number two.

## RÉSUMÉS D'ACCIDENTS

CH124 — 4 novembre 1987, 20 milles au large des côtes de la Nouvelle-Écosse

L'hélicoptère est parti de la BFC Shearwater pour une mission qui consistait à effectuer un dernier essai en vol à la suite d'une vérification périodique. Lorsque tous les essais ont été terminés, l'hélicoptère a quitté le vol stationnaire pour retourner à Shearwater. En cours de vol le voyant de détection de particules de la boîte de transmission principale s'est allumé. L'extinction du voyant s'est faite au moyen du FUZZ BUSTER; une minute et demie plus tard, le voyant s'est allumé pour la seconde fois et il a été éteint comme précédemment. Une autre minute plus tard, le voyant s'est allumé pour la troisième fois. Un message PAN a été envoyé et le pilote s'est mis en stationnaire. Au cours des 5 minutes qui ont suivi, le voyant s'est allumé cinq fois et le pilote a envoyé un MAY DAY. Il a amerri et coupé les moteurs. L'équipage, indemne, a abandonné l'appareil, et quelques minutes plus tard il a été hissé à bord d'un autre Sea King.

L'hélicoptère est resté d'aplomb pendant 1,3 heure puis il a basculé complètement. Il a finalement coulé par 240 pieds de fond environ.

Les tentatives de récupération de l'hélicoptère ont été gênées par le mauvais temps et par les problèmes associés à la remontée d'une épave en eau profonde. L'enquête technique au sujet de la boîte de transmission principale se poursuit au CETQ.



CF-5 — 12 novembre 1987, Espace de manoeuvre de combat aérien — Télémétrie des indications instrumentales (ACMRI), Tyndall AFB, Floride

La mission d'entraînement au combat aérien avec différents types d'aéronef (ECADTA) devait avoir lieu dans l'espace ACMRI de Tyndall et opposer deux F-16 à deux CF-5 (2V2). Tous les avions étaient équipés de nacelles ACMRI pour transmettre les données de télémétrie aux ordinateurs terrestres, ce qui permet la restitution ultérieure. Un des F-16 ayant dû abandonner avant le décollage, la mission est devenue 2V1. Au cours de celle-ci, le F-16 est venu attaquer le CF-5 n° 2 par en-dessous. Au moment où ce dernier a viré pour faire face à son adversaire, le chef de patrouille des CF-5 a dégagé vers le haut, puis il a foncé vers le F-16 pour le tirer au missile. Alors



The F-16 entered a high "G" turn to acquire the lead CF-5 for a "guns" shot. The CF-5 entered a "high G roll under" defensive manoeuvre so the F-16 would overshoot the attack as the CF-5 rapidly bled speed and barrel rolled. During this manoeuvre, the CF-5 departed controlled flight at about 12,000 feet MSL. After about 360° of roll, the controls were centralized as the pilot attempted to analyze the situation. Once the pilot recognized that he was in a spin, anti-spin controls were applied before ejection was initiated at 5864 feet. The aircraft and pilot landed in the Gulf of Mexico about 60 miles from Tyndall AFB. The

#### CF-18 — 20 October 1987, RAF Alconbury, England

Two CF-18s from CFB Baden had deployed to Alconbury for DACT training with the USAFE aggressor squadron there. The two pilots had flown earlier in the day and knew that the clouds were topped at 20,000 feet MSL. The number two aircraft had had some radio problems on that sortie but they had been corrected. For the return trip to Baden, it was decided to do a formation departure to preclude any possibility of a lost-communication procedure in IMC.

After normal pre-flight planning, briefing and start, the CF-18s were directed to Runway 30, the non-active runway to avoid a construction area between them and Runway 12. Weather at the time was 400 feet overcast, one-half mile in light rain and fog. Runway 30 is 9000 feet by 200 feet with a 1000 foot overrun. A tower selectable BAK 13/14B cable was raised at the 2700 foot-to-go point. The MA-1A at the beginning of the overrun was not erected as Runway 12 was still the active runway.

On the take-off roll, the pilot in the number two aircraft was unable to match the rotation and lift-off achieved by lead. Assuming that the aircraft would take-off with a few more knots IAS, the back pressure on the stick was increased and the fore-aft formation position was maintained. The number two pilot then heard the audio warning of a master caution and on checking, saw an "FCS" caution (Flight Control Systems printed on the left digital display indicator). Assessing that the failure to rotate and the FCS caution may have been related, the pilot decided to abort the take-off.

The pilot pulled the throttles to idle, advised lead of his decision and applied wheel brakes. Because the runway was wet, the pilot extended the speed brakes to increase drag. As the aircraft did not appear to be slowing, the pilot checked the anti-skid switch to ensure it was on. Looking forward, he saw the arrester cable across the runway and selected the hook down, released brake pressure and grasped the hand grips on the canopy bow. He felt the thump as the aircraft passed over the cable and looked

pilot was picked up 1½ hours later by USAF SAR having sustained very minor injuries and suffering from mild hypothermia.

The ACMRI data revealed that a roll couple mechanism occurred which caused the aircraft to depart controlled flight. This phenomenon was not known to be a characteristic of the CF-5 prior to this accident and the circumstances surrounding the loss of control are being investigated. It was also calculated that due to the entry altitude, the aircraft was not recoverable once it had entered the spin.



back to see the cable pick-up by the hook. This did not occur. The pilot re-applied brake pressure but the aircraft was not slowing as it approached the overrun so the pilot selected emergency brakes and applied first gentle then hard pressure in a final attempt to stop. Now, into the overrun, obviously unable to stop before the end of the hard surface, the pilot ejected.

The aircraft, in a slight left yaw but with a right skid, departed the overrun, tore through the rolled razor wire and wood perimeter fences and came to rest approximately 230 feet from the end of the overrun in a farmer's field. The aircraft broke in two at the cockpit. The fuselage remained upright throughout and there was no fire.

The pilot in his chute appeared to be descending onto the wreckage. He was unable to manoeuvre his chute and landed hard in the mud and a tangle of razor wire with his survival pack still attached. The parachute draped itself over the wreckage. The pilot removed his helmet, released the chute, removed the life preserver and extricated himself from the razor wire.

The mission computer and Maintenance Signal Data Reporting System (MSDRS) tape were removed and forwarded for data extraction. The MSDRS tape provided no data during the role as the record function had not been activated. The mission computer, however, provided data including confirmation that the aircraft was correctly trimmed and that the FCS caution was generated by the Right Trailing Edge Flap Actuator. Investigation to resolve the reason for this warning is continuing.

Nose oleo extension was confirmed within limits. The C of G was calculated to be on the forward limit (limit 17% MAC — Aircraft C of G 17.04%) while lead's C of G was 17.94%. The abort was initiated at an IAS above the maximum abort speed (the aircraft could not be stopped with brakes in the remaining runway). The first hook marks found on the runway were 292 feet beyond the erected arrester cable.

que le F-16 obtenait une victoire "au canon" et dégageait après son attaque sur le n° 2, le chef de patrouille des CF-5 s'est rapproché de l'adversaire et l'a attaqué "au canon", sous un angle élevé.

Le pilote du F-16 a effectué un virage à forte accélération pour acquérir le chef des CF-5 de façon à pouvoir le tirer "au canon". Le CF-5 a commencé un tonneau vers le bas à forte accélération, une manoeuvre défensive pour que le F-16 dépasse sa position d'attaque pendant que le CF-5 diminuait rapidement de vitesse et entamait un tonneau barriqué. Au cours de la manoeuvre, la maîtrise du CF-5 a été perdue à 12 000 pieds-mer. L'avion a effectué un tonneau de 360° environ, le pilote a ensuite mis les commandes au neutre et il a essayé d'analyser la situation.

#### CF-18 — 20 octobre 1987, RAF Alconbury, Angleterre

Deux CF-18 de la BFC Baden s'étaient rendus à Alconbury pour un exercice EACDTA. Le rôle de l'agresseur revenait à l'escadron de l'USAFE qui était à Alconbury. Les deux pilotes avaient déjà volé le même jour et ils savaient que les sommets des nuages se trouvaient à 20 000 pieds-mer. Le CF-18 n° 2 avait eu quelques ennuis radio au cours de cette sortie, mais ils avaient été corrigés. Pour le vol de retour à Baden, le départ devait se faire en formation, afin d'exclure toute possibilité d'avoir à suivre en IMC la procédure prévue en cas d'interruption des communications.

Après la séquence normale habituelle, planification du vol, exposé et démarrage, les CF-18 ont été dirigés vers la piste 30, qui n'était pas en service, pour éviter une zone de construction située entre eux et la piste 12. Au moment des faits, les conditions météorologiques étaient comme suit: couvert à 400 pieds, visibilité un demi-mille, crachin et brouillard. La piste 30 mesure 9 000 pieds de long et 200 pieds de large, avec une aire de dépassement de piste de 1 000 pieds. Un câble BAK 13/14B, commandé de la tour, était levé en place à 2 700 pieds de la fin de la piste. Le câble MA-1A qui se trouve au début de l'aire de dépassement de piste n'était pas dressé, car la piste 12 était toujours en service.

Pendant la course au sol, le pilote de l'avion n° 2 n'a pu effectuer ni la rotation ni le décollage, comme l'avait fait son chef de patrouille. Pensant que l'avion décollerait avec quelques noeuds de plus, le pilote a tiré un peu plus sur le manche, tout en gardant sa place dans la formation. C'est alors qu'il a entendu l'avertisseur sonore du dispositif principal et, recherchant d'où cela venait, il a vu qu'il s'agissait de l'avertisseur FCS (circuits de commandes de vol), sur le côté gauche de l'indicateur à affichage numérique. Croyant qu'il y avait un rapport entre l'indication FCS et le refus de l'avion d'effectuer la rotation, le pilote a décidé d'interrompre le décollage.

Le pilote a ramené la manette de poussée au ralenti, il a annoncé sa décision au chef de patrouille et il a freiné. Comme la piste était mouillée, le pilote a déployé les aérofreins pour augmenter la traînée. L'avion ne semblant pas ralentir, le pilote a vérifié la position de l'interrupteur d'armement antidérapage. Le pilote a aperçu devant lui le câble d'arrêt en travers de la piste et il a sorti la crosse. Il a cessé de freiner et a saisi les poignées sur l'arceau de la verrière. Lorsque l'avion est passé sur le câble, le pilote a senti le choc sourd et il a regardé en arrière pour voir la crosse accrocher le câble, ce qui n'a pas eu lieu. Le pilote a recommencé à freiner, mais l'avion qui s'approchait de l'aire de dépassement de piste ne ralentissait toujours pas. Le pilote a décidé d'utiliser le freinage d'urgence, doucement d'abord puis avec force, pour essayer une dernière fois de s'arrêter. Arrivé sur l'aire de dépassement de piste, et se rendant compte qu'il lui était impossible de s'immobiliser avant la fin de la surface en dur, le pilote s'est éjecté.

Dès qu'il s'est rendu compte qu'il était en vrille, il a agi sur les commandes pour l'arrêter, avant de s'éjecter à 5 864 pieds. L'avion et le pilote sont tombés dans le golfe du Mexique à une soixantaine de milles de Tyndall AFB. Le pilote a été sauvé 1½ heure plus tard par le SAR de l'US Air Force. Il n'avait subi que des blessures mineures et souffrait d'une légère hypothermie.

Les données télémétriques ACMRI recueillies ont révélé qu'un couple en roulis s'était produit, causant la perte de maîtrise de l'avion. Ce phénomène caractéristique du CF-5 était inconnu avant l'accident et les circonstances entourant la perte de maîtrise font l'objet d'une enquête. Les calculs ont montré aussi que l'altitude à laquelle la vrille a débuté ne permettait pas de reprendre l'avion en main.

L'avion a quitté l'aire de dépassement de piste en glissade à droite, avec un léger mouvement de lacet à gauche; il a franchi les rouleaux de fils de fer barbelé et la clôture périphérique en bois pour aller s'immobiliser dans un champ de ferme, à 230 pieds environ du bout de l'aire de dépassement de piste. L'avion s'est cassé en deux à la hauteur du poste de pilotage. Le fuselage est tout le temps resté droit et il n'y a pas eu d'incendie.

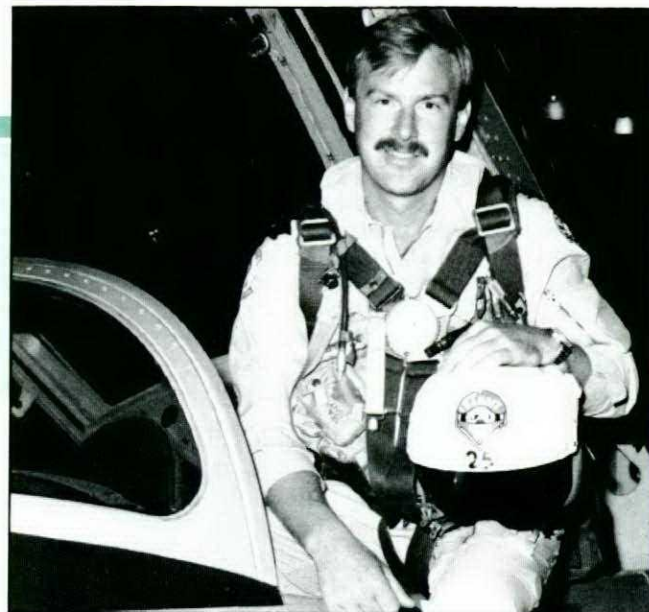
Le pilote, au bout des suspentes, semblait descendre vers l'épave. Il a pu manoeuvrer le parachute et a atterri durement dans de la boue et dans un enchevêtrement de fils de fer barbelés. Son paquetage de survie était toujours attaché. Le parachute a recouvert l'épave. Le pilote a d'abord ôté son casque, il a détaché le parachute, le paquetage de survie et s'est dégagé des fils de fer barbelé.

Les bandes magnétiques du calculateur de mission et du système d'enregistrement et d'affichage maintenance (MSDRS) ont été récupérées pour qu'il soit procédé au dépouillement des données. La bande du MSDRS n'a rien fourni sur le roulement au décollage, car le système n'avait pas été mis en marche. Par contre, celle du calculateur de mission a fourni des données confirmant que l'avion était correctement compensé et que l'avertissement FCS avait été causé par le vérin du volet de bord de fuite droit. L'enquête se poursuit afin de trouver la raison du déclenchement de l'avertisseur.

Il a été confirmé que l'allongement oléopneumatique de la roue avant était dans les tolérances. Le calcul a montré que le centre de gravité était à la limite avant (limite 17 % de la CAM — centre de gravité de l'avion 17.04 %), alors que le centre de gravité de l'avion du chef de patrouille était 17.94 %. Le décollage a été interrompu à une vitesse indiquée supérieure à celle permise pour cette manoeuvre. (Le freinage ne permettait pas à l'avion de s'arrêter sur la piste restante). Les premières traces de la crosse trouvées sur la piste étaient à 292 pieds au-delà du câble d'arrêt, qui était dressé.



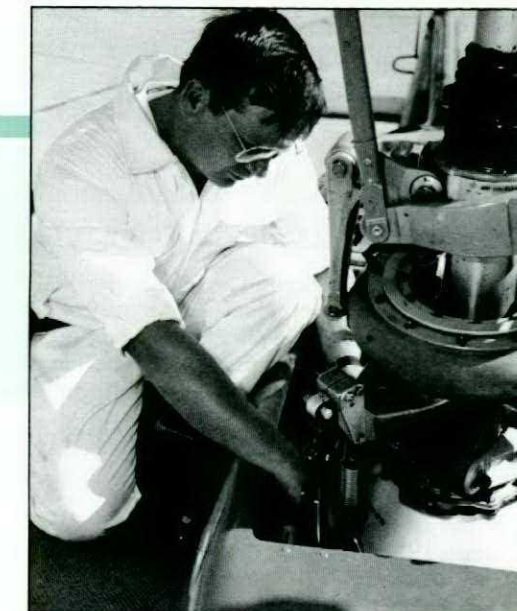




Lt Dale Hackett



# Good Show



Cpl Mike Nadeau

## LIEUTENANT DALE HACKETT

Lt Hackett and his student were flying a dual clearhood mission. During the traffic pattern portion of the mission, they flew a closed pattern with the intention of carrying out a touch-and-go landing. They were cleared for a low approach due to traffic. About one third of the way down the runway, the student selected his speedbrakes "in" and advanced the throttle to initiate an overshoot. Immediately, they experienced a loud rumbling sound accompanied by airframe vibration, followed by a loud bang and a definite loss of thrust. A second loud bang was heard as Lt Hackett took control, retarded the throttle to idle and deployed the speedbrakes. He then carried out a sharp descending "S" turn, and landed on the remaining runway just behind the preceding traffic. During the "S" turn, he had his student confirm the landing gear was down and notified the tower of the engine failure. After landing, the engine recovered to idle RPM.

Investigation revealed that improper fuel scheduling by the fuel control unit had caused the engine to compressor stall during acceleration. Lt Hackett's prompt action prevented this incident from becoming a major accident and perhaps a tragedy.

## CPL MIKE NADEAU

During the Armed Forces Day Airshow at Canadian Forces Base Trenton, an Ontario Provincial Police Jet Ranger helicopter that was on static display was called out on an emergency. Cpl Nadeau was detailed for crowd control during the start-up and departure of the helicopter. As the helicopter was lifting off, Cpl Nadeau noticed that an engine access panel had not been secured. He quickly notified the non-commissioned officer-in-charge who was able to get the pilot's attention. The aircraft landed and the panel was secured.

Cpl Nadeau's keen observation and quick response averted a very serious flight incident that could have had disastrous results considering the large number of civilians in the immediate area.

## LIEUTENANT DALE HACKETT

Le lieutenant Hackett et son élève effectuaient en vol à vue une mission double commande qui comprenait des tours de piste. L'un d'eux a été fait de manière abrégée avec l'intention de remettre les gaz après le toucher. L'équipage a reçu l'autorisation de faire une approche à basse altitude à cause de la circulation aérienne. L'avion avait parcouru environ un tiers de la piste lorsque l'élève a rentré les aérofreins et commencé la remise des gaz. Il y a eu immédiatement un fort grondement suivi de vibrations de la cellule, d'un bruit d'explosion et de perte de puissance. Une deuxième explosion a eu lieu au moment où le lieutenant Hackett prenait les commandes; il a ramené la manette des gaz au ralenti et sorti les aérofreins. Il a ensuite exécuté une rapide descente en S avec virage serré et atterri sur le restant de la piste, derrière l'appareil qui le précédait. Pendant le virage en S, le lieutenant Hackett avait demandé à son élève de confirmer que le train était sorti et il avait avisé la tour de la panne du moteur. Après l'atterrissage, le moteur a repris le régime ralenti.

L'enquête a révélé que le régulateur carburant, mal réglé, avait causé le décrochage du compresseur pendant l'accélération. L'action rapide du lieutenant Hackett a empêché cet incident de devenir un accident majeur et peut-être de se terminer en tragédie.

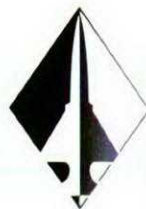
## CPL MIKE NADEAU

Au cours du Festival aérien du Jour des Forces armées à la base des Forces canadiennes de Trenton, un hélicoptère Jet Ranger de la police provinciale de l'Ontario, qui était présenté au sol, a été appelé pour une urgence. Le caporal Nadeau a été chargé de contenir la foule pendant le démarrage et le départ de l'hélicoptère. Au moment où celui-ci s'envolait, le caporal a remarqué qu'un des panneaux d'accès au moteur n'avait pas été bien fermé. Il a rapidement prévenu le sous-officier responsable qui a pu attirer l'attention du pilote. L'hélicoptère a atterri et le panneau a été proprement fixé.

Le sens aigu de l'observation démontré par le caporal Nadeau ainsi que sa réaction rapide ont permis d'éviter un très grave incident en vol qui aurait pu avoir des résultats désastreux à cause du grand nombre de civils qui se trouvaient dans les environs immédiats.



# FOR PROFESSIONALISM



## CAPT FRANÇOIS BÉLANGER, MCPL GARY SPURRELL

Capt Bélanger and MCpl Spurrell were on duty when a Cessna 172 pilot called CFB Moose Jaw Air Traffic Control for assistance. The pilot and his family, enroute from Red Deer, Alberta to Regina, Saskatchewan on a VFR Flight Plan, had become lost in deteriorating weather conditions.

The pilot was maintaining 400 feet AGL and was flying in and out of cloud with one to two miles flight visibility. The aircraft had been airborne for 4 hours and had 45 minutes fuel remaining.

The aircraft was RADAR identified 26 NM northwest of Moose Jaw. Capt Bélanger assessed the fuel situation and advised the pilot that it would be wiser to recover at CFB Moose Jaw rather than continuing to Regina. He co-ordinated this recovery and transferred the aircraft to a RADAR frequency.

MCpl Spurrell was faced with a challenging situation, in that, the pilot had no instrument flying experience and was reluctant to climb into cloud, despite being advised that he was below the minimum safe quadrantal altitude. MCpl Spurrell steered the pilot around terrain obstacles until he was successfully established on final for the active runway.

Capt Bélanger and MCpl Spurrell's professionalism terminated a developing chain of events which could have been catastrophic for the pilot and his family.

## SGT BARRY DAVIS

Sgt Davis was patrolling the ramp area in a vehicle after a CC137 aircraft had taxied for departure as Service Flight 712. During this patrol, he spotted some FOD beside the taxiway. Believing the piece of metal could have been from the aircraft, Sgt Davis contacted the tower to advise the aircraft to cease taxiing immediately because of a possible wheel assembly malfunction. Sgt Davis had recovered a piece of wheel rim which belonged to the number 3 wheel assembly of the aircraft. A flange on the inner

Capt François Bélanger



rim had broken off and the tire had started to bulge in the area of the defect. Sgt Davis' instantaneous assessment and reaction to a critical situation prevented what would have developed into a dangerous situation.

Sgt Davis displayed sound judgement and a thorough understanding of what action should be taken in the event of an emergency.

## MCPL STACY BARHAM, CPL MARVIN WILLIAMS

MCpl Barham was the Duty Radar Controller at CFB Shearwater when control of a scheduled Cosmo flight was transferred to him by Halifax Terminal. Cpl Williams, a recent graduate of the TQ5 Radar Course, was undergoing unit qualification. As the Shearwater weather was below Precision Radar limits, Cpl Williams was restricted to monitoring the approach as MCpl Barham controlled.

On initial contact, the aircraft was given and acknowledged an altimeter setting of 29.44. After identification, MCpl Barham instructed the aircraft to descend to 1,700 feet ASL and initiated radar vectors for a PAR. MCpl Barham soon encountered difficulty maintaining the aircraft's primary radar return and suspected something was wrong.

In analyzing the problem, MCpl Barham, with Cpl Williams' assistance, immediately suspected that the aircraft was too low. Verification of the altitude readout, which is provided by the AN/GPX 504 Secondary Surveillance Radar located adjacent to the primary radar scope, indicated that it displayed 700 feet. MCpl Barham immediately requested the pilot to confirm the aircraft's altitude and altimeter setting. The pilot confirmed his altitude but reported his altimeter was set at 30.44. The discrepancy in the altimeter setting placed the aircraft 1,000 feet lower than expected. MCpl Barham instructed the pilot to climb the aircraft to 2,200 feet ASL on the correct altimeter setting. The aircraft continued the approach and landed safely at CFB Shearwater.

MCpl Barham and Cpl Williams demonstrated a team effort which averted a potential disaster.

MCpl Gary Spurrell



# PROFESSIONNALISME

## CAPT FRANÇOIS BÉLANGER, CPLC GARY SPURRELL

Le capitaine Bélanger et le caporal-chef Spurrell étaient de service lorsque le pilote d'un Cessna 172 a appelé le contrôle de la circulation aérienne de la BFC Moose Jaw pour demander de l'aide. Le pilote, avec sa famille à bord, se rendait de Red Deer en Alberta à Regina en Saskatchewan, en suivant un plan de vol VFR, lorsqu'il s'est perdu dans le temps qui se détériorait.

Le pilote a maintenu 400 pieds au-dessus du sol, en volant parfois dans les nuages et parfois hors des nuages avec une visibilité en vol de deux milles. L'avion volait depuis quatre heures et il restait 45 minutes de carburant. Le Cessna a été identifié par Radar alors qu'il se trouvait à 26 milles marins au nord-ouest de Moose Jaw.

Le capitaine Bélanger a analysé la situation du carburant et avisé le pilote qu'il ferait mieux de venir se poser à la BFC Moose Jaw plutôt que de continuer jusqu'à Regina. Il a fait la coordination nécessaire pour amener le Cessna à bon port, puis l'a transféré à une fréquence Radar.

Le caporal-chef Spurrell s'est trouvé face à une situation difficile, car le pilote n'avait pas l'expérience du vol aux instruments et répugnait à monter dans les nuages, bien qu'il ait été avisé qu'il se trouvait sous l'altitude minimale de sécurité du secteur quadrantal. Le caporal-chef a dirigé le pilote autour des obstacles du relief jusqu'à ce qu'il soit bien placé en finale pour la piste en service.

Le capitaine Bélanger et le caporal-chef Spurrell ont, grâce à leur professionnalisme, interrompu une suite d'événements qui auraient pu être catastrophiques pour le pilote et sa famille.

## SGT BARRY DAVIS

Le sergent Davis faisait en voiture une patrouille sur l'aire de trafic, après le départ d'un CC137 qui allait effectuer le vol de Service 712, lorsqu'il a aperçu un morceau de métal à côté de la voie de circulation. Le sergent a pensé que ce morceau pouvait venir du CC137, et il a contacté la tour pour qu'elle fasse immédiatement arrêter l'avion, car une de ses roues pouvait avoir une déféctuosité. L'élément récupéré par le sergent Davis était un morceau de jante de la roue n°3.

Sgt Barry Davis



Le rebord de la jante intérieure s'était rompu et le pneu commençait à montrer une hernie à cet endroit. En évaluant la situation et en réagissant immédiatement le sergent Davis a empêché que celle-ci, qui était critique, devienne dangereuse.

Le sergent Davis a fait preuve de jugement et démontré qu'il savait prendre les mesures voulues en cas d'urgence.

## CPLC STACY BARHAM, CPL MARVIN WILLIAMS

Le caporal-chef Barham était contrôleur radar de service à la BFC Shearwater lorsque le contrôle terminal de Halifax lui a passé un vol Cosmo régulier. Le caporal Williams, récent diplômé du cours radar TQ5, était en cours de qualification à l'unité. Les conditions météorologiques à Shearwater étant sous les limites PAR, le travail du caporal Williams s'est limité à la surveillance de l'approche contrôlée par le caporal-chef Barham.

Dès que le contact radio a été établi, le calage altimétrique 29.44 a été communiqué à l'avion, qui en a accusé réception. Le caporal-chef Barham a d'abord identifié l'appareil, il l'a fait descendre à 1 700 pieds-mer et a commencé à le guider pour une approche PAR. Bientôt le caporal-chef Barham a éprouvé de la difficulté à recevoir sur l'écran les échos radar primaire de l'avion et il s'est douté que quelque chose n'allait pas.

En analysant le problème, le caporal-chef Barham, aidé du caporal Williams, a pensé immédiatement que l'appareil était trop bas. La vérification de l'altitude affichée, qui est fournie par le radar secondaire de surveillance AN/GPX 504 dont l'écran est situé à côté de celui du radar primaire, a montré que la lecture indiquait 700 pieds. Le caporal-chef Barham a immédiatement demandé au pilote de confirmer l'altitude et le calage altimétrique de son appareil. Le pilote a confirmé l'altitude, mais il a déclaré que l'altimètre était calé à 30.44, ce qui plaçait l'avion 1 000 pieds plus bas qu'il n'aurait dû être. Le caporal-chef Barham a donné au pilote l'instruction de monter à 2 200 pieds-mer, après correction du calage altimétrique. L'avion a continué l'approche et atterri normalement à la BFC Shearwater.

Le caporal-chef Barham et le caporal Williams ont démontré un esprit d'équipe qui a permis d'éviter ce qui aurait pu se terminer en catastrophe.

Cpl Stacy Barham, Cpl Marvin Williams







# on the dials

## Procedure Turns

Captain Jim Mars ICP School Instructor

As the TERPS (Criteria) Instructor at the ICP School, I find it surprising that many pilots are unsure of when to begin descent to the procedure turn altitude while employing a race-track pattern. Either through being misinformed, having forgotten the rules, or by not having available a CFP 148. The following article should refresh your memory.

turns described in CFP 148 which are still in use today by the CF. The portion in question here however, is the descent from either MEA, a transition altitude or minimum quadrantal altitude to the procedure turn when using a racetrack pattern. (Beware these altitudes are sometimes lower than the procedure turn altitude as shown in Figure 1).

Referring to the NDB Rwy 11 at Bagotville (Figure 2) you are in the southwest quadrant heading 080° towards the YBG beacon. You've been cleared for the full procedure NDB approach and have descended to the minimum quadrantal altitude of 4500 feet which you intend to maintain until reaching the beacon. You plan to fly a racetrack pattern to establish your-

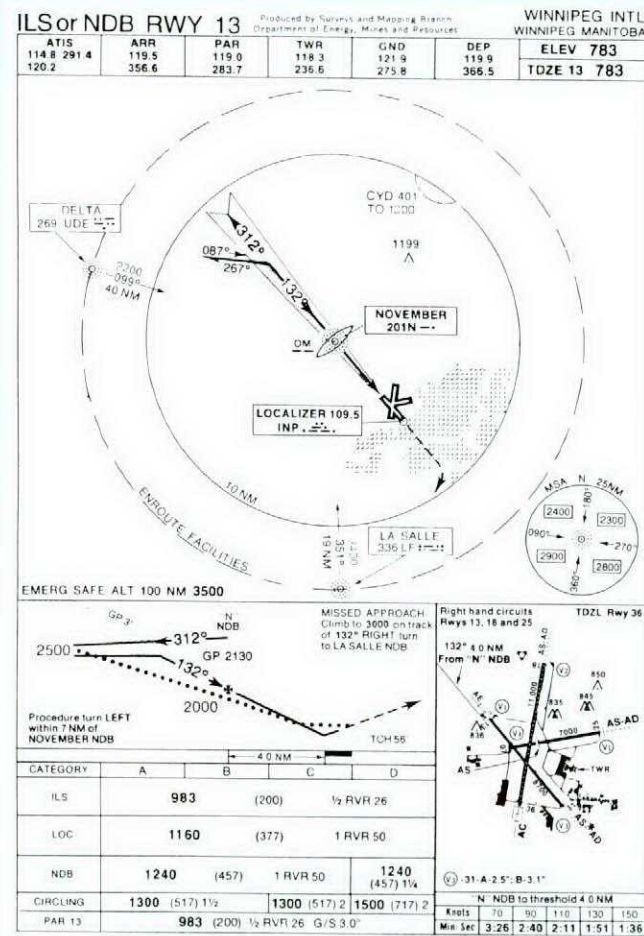


Figure 1

Contrary to the outdated CFP 148, which uses old criteria standards and refers to the procedure turn as a portion of the intermediate segment, the GPH 209 Manual of Criteria considers the procedure turn as a portion of the initial segment. The initial segment allows the aircraft to depart from the enroute phase of flight and manoeuvre to enter the intermediate segment. As we all know, there are four types of procedure

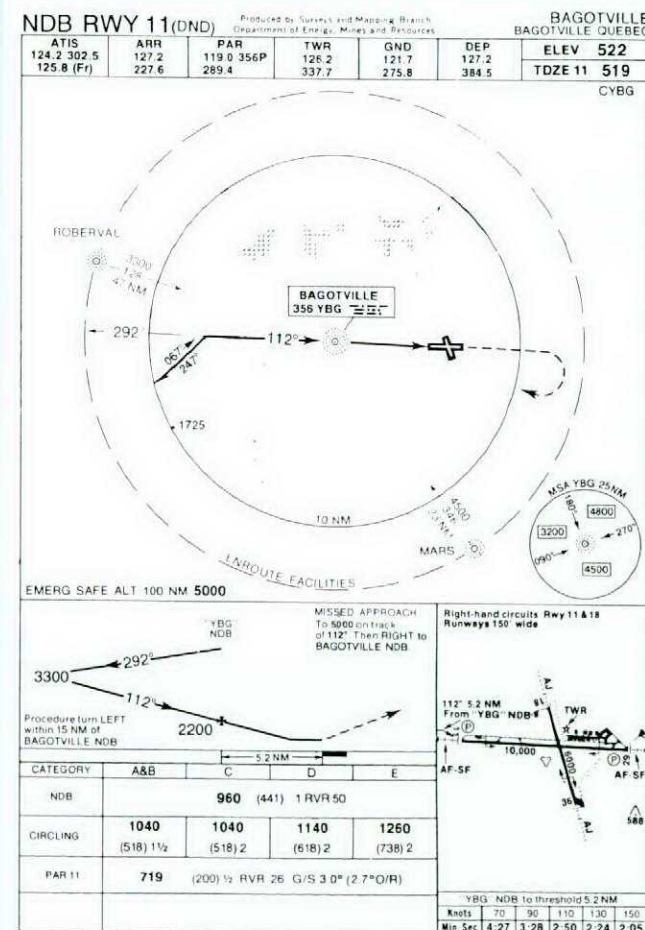


Figure 2

# aux instruments



## Le virage conventionnel

Capitaine Jim Mars, pilote instructeur à l'école des PIVI

Instructeur TERPS (critères) à l'école des PIVI, je suis surpris de voir que beaucoup de pilotes ne savent pas très bien à quel moment commencer la descente vers l'altitude du virage conventionnel, à partir d'un circuit en hippodrome. Qu'ils aient été mal informés, qu'ils aient oublié les règles, ou bien qu'ils n'aient pas de PFC 148 à leur disposition, l'article qui suit devrait leur rafraîchir la mémoire.

Forces canadiennes. Toutefois, il s'agit ici de la descente à partir de l'une ou l'autre des altitudes suivantes — MEA, altitude de transition ou altitude quadrantale minimale — jusqu'au virage conventionnel, lorsqu'on utilise un circuit en hippodrome. (Méfiez-vous, car ces altitudes sont parfois plus basses que l'altitude du virage conventionnel, comme le montre la figure 1).

Contrairement au manuel périmé PFC 148 qui utilise de vieilles normes de critères et qui décrit le virage conventionnel comme faisant partie du segment intermédiaire, le manuel des critères GPH 209 rattache le virage conventionnel au segment initial. Le segment initial permet à l'aéronef de quitter la phase en route et de manoeuvrer pour entamer le segment intermédiaire. Nous savons tous qu'il y a quatre types de virage conventionnel, décrits dans le PFC 148 et en usage dans les

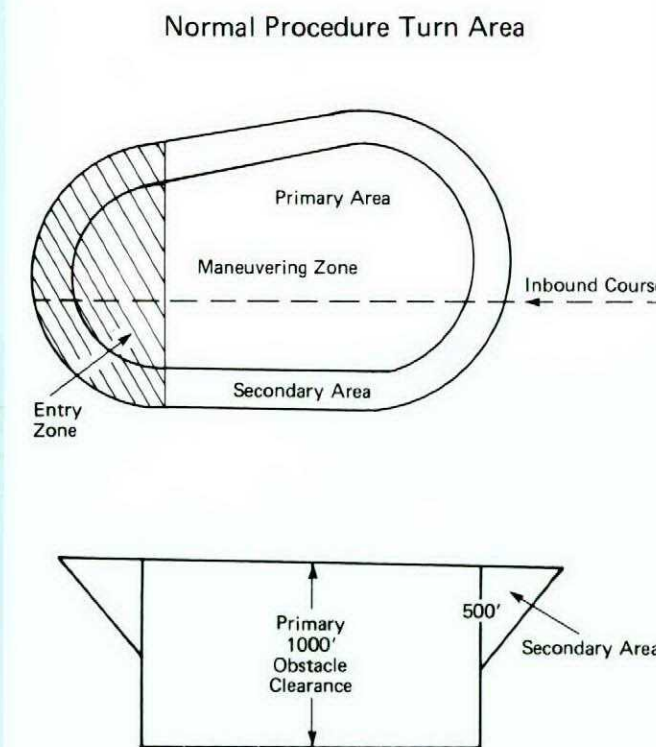


Figure 3

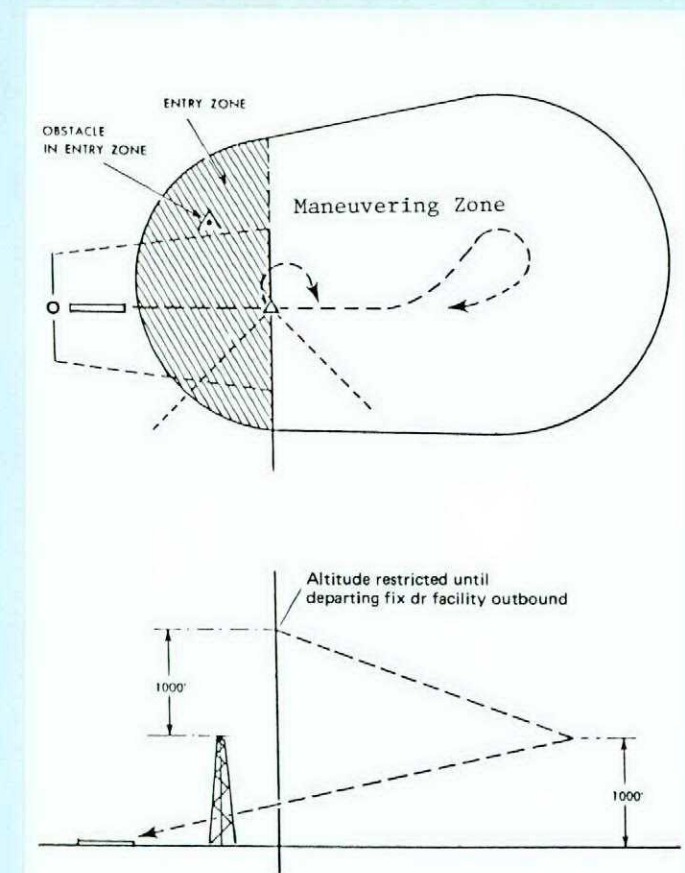


Figure 4

Voyons la figure 2 qui représente une carte d'approche NDB pour la piste 11 à Bagotville. Vous êtes dans le quadrant sud-ouest au cap 80° en direction du radiophare YBG. Vous avez reçu l'autorisation d'effectuer l'approche NDB complète, et vous êtes descendu jusqu'à l'altitude minimale quadrantale de



self inbound. After crossing the YBG beacon, when may you commence descent to your procedure turn altitude (3300 feet)?

Is it immediately after crossing the fix, attaining outbound heading or abeam the fix?

The YBG beacon is considered to be the IAF and referring to article 3314, para 1 of CFP 148 it clearly states that "once the aircraft is **abeam** the IAF, and has an intercept heading established, descent may be initiated for the next minimum altitude depicted on the approach chart." In the case of the racetrack pattern, no intercept heading is required since you're paralleling the on course.

To further understand the reason for delaying descent until abeam the IAF let's refer to the GPH 209 Criteria for Development of Instrument Approaches (TERPS). For obstacle clearance purposes, the procedure turn segment is divided into two areas and two zones (Figure 3). They are the primary and secondary areas, entry zone and manoeuvring zone. In the primary area, 1000 feet of obstacle clearance is provided whereas in the secondary area 500 feet of obstacle clearance shall be provided at the inner edge tapering to zero feet at the outer edge. TERPS also provide further relief from obstacles by applying the entry and manoeuvring zones criteria. Referring to Figure 4, the entry area is the zone in which entry is made into the manoeuvring zone. The entry zone is established to control the obstacle clearance until proceeding **outbound** from the procedure fix. Obstacle clearance of 1000 feet in the entry zone, as shown in the profile view of Figure 4, only really becomes a factor when there is a high obstacle within it. Canadian Approach plates do not address initial beacon crossing altitude. How can you be certain that you'll have the required 1000 feet obstacle clearance if, in flying your racetrack pattern, your commence descent prior to being established outbound (abeam the beacon)? The actual altitude that provides 1000 feet obstacle clearance is either the same as minimum quadrantal or lower but still above the procedure turn altitude. It is for this reason that descent out of minimum quadrantal altitude to the procedure turn altitude should not be commenced until the aircraft is abeam the beacon outbound when flying a racetrack pattern.

Figure 5 (NDB RWY 6, Norton AFB) publishes an initial beacon crossing altitude which keeps you at 5000 feet until established outbound. Publishing this altitude allows you to start down to 5000 feet in the entry zone (if completing a racetrack pattern) from the relatively high minimum quadrantal altitudes. Once established outbound, regardless of procedure turn type, further descent to 4000 and 3200 can be initiated in the manoeuvring zone.

To further emphasize this topic, refer to Figure 6 which is the **old** criteria procedure turn area upon which the CFP 148 was based. For a racetrack pattern, it's quite obvious that you could wander outside the protected airspace when executing the 180° turn.

In summary, remember that you as a pilot (in most cases) are responsible for your own obstacle and terrain clearances.

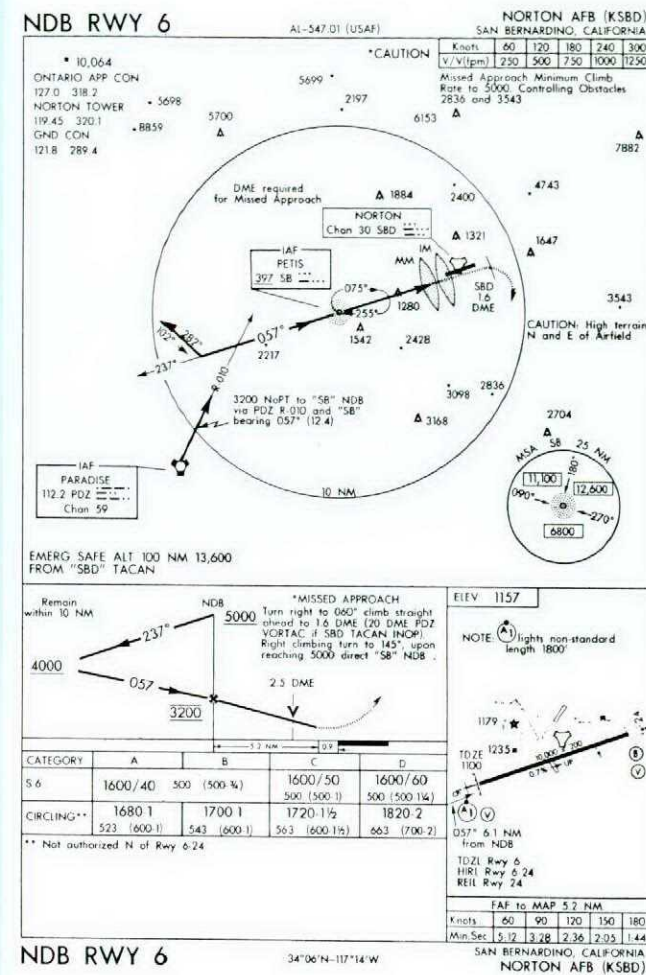


Figure 5

Throughout the approach take care not to descend below any minimum altitudes until established on that portion of the approach that permits further descent. Whether the approach is old or new the minimum quadrantal altitude will protect you until you are established outbound.

**Did You Know**

Category E aircraft can fly published low altitude approaches that have the new criteria applied to them (look for in the bottom right hand corner). The minimums are the same for all categories of aircraft **except when circling**. (Circling is not authorized for Cat E when flying low altitude approaches with Cat D only published). Also beware that the procedure turn area is only designed to Cat D limits; therefore, ensure you remain within the procedure turn distance specified on the approach plate. If unable to complete the procedure turn, then only a straight-in approach can be completed.

4 500 pieds que vous avez l'intention de conserver jusqu'au radiophare. Vous prévoyez d'effectuer un circuit en hippodrome pour vous placer en rapprochement. Après avoir passé le radiophare YBG, quand pouvez-vous commencer à descendre à 3 300 pieds, l'altitude du virage conventionnel?

Immédiatement après le passage du repère, ou dès que le cap d'éloignement est rejoint, ou lorsque vous arrivez par le travers du repère?

On considère le radiophare YBG comme étant le repère d'approche intermédiaire et, comme l'indique clairement l'article 3314, par. 1 du manuel PFC 148, "Dès que l'aéronef se trouve **par le travers** du IAF et qu'un cap d'interception est établi, il peut amorcer la descente vers l'altitude minimale suivante indiquée sur la carte d'approche". Dans le cas d'un circuit en hippodrome, il n'est pas nécessaire de prendre un cap d'interception, car vous êtes parallèle à la trajectoire voulue.

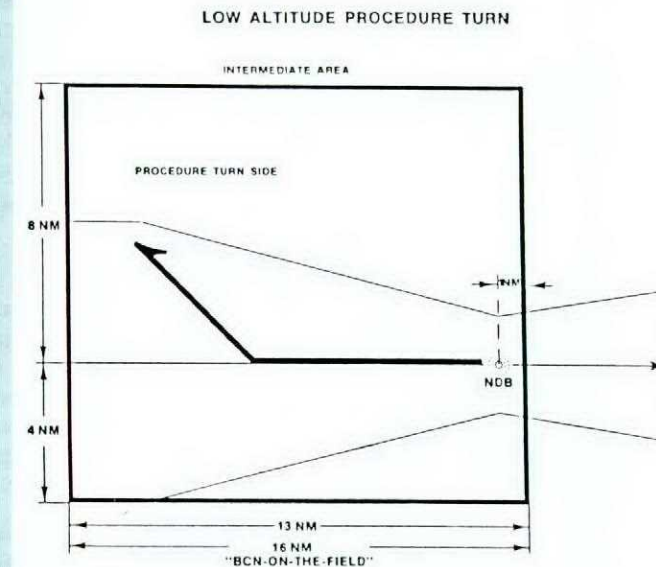


Figure 6

Pour mieux comprendre la raison qu'il y a de retarder la descente jusqu'au moment où vous êtes par le travers du repère IAF, il faut se reporter au GPH 209, Critères de développement des approches aux instruments (TERPS). Le virage conventionnel est divisé en deux aires et en deux zones, pour des raisons de marge de franchissement d'obstacles (figure 3). Ce sont les aires primaire et secondaire, la zone d'entrée et la zone de manoeuvre. L'aire primaire offre une marge de franchissement de 1 000 pieds, alors que l'aire secondaire offre une marge de 500 pieds à son bord intérieur qui va jusqu'à 0 pied à son bord extérieur. La procédure TERPS offre une autre protection contre les obstacles, les critères des zones d'entrée et de manoeuvre. La figure 4 montre que la zone d'entrée sert à pénétrer dans la zone de manoeuvre. La zone d'entrée est établie pour

garantir la marge de franchissement d'obstacles, jusqu'au moment où l'aéronef prend la trajectoire en éloignement, à partir du repère de la procédure. Comme le montre la vue en coupe de la figure 4, la marge de 1 000 pieds dans la zone d'entrée n'intervient vraiment que lorsqu'il y a un obstacle élevé dans cette zone. Les cartes d'approche canadiennes n'indiquent rien au sujet de l'altitude initiale de passage de radiophare. Comment être certain d'avoir la marge de franchissement d'obstacles requise de 1 000 pieds, si dans le circuit en hippodrome, vous commencez à descendre avant d'être établi en éloignement (par le travers du radiophare)? La vraie altitude qui fournit cette marge de 1 000 pieds est soit celle de l'altitude minimale quadrantale, soit une altitude plus basse, mais néanmoins supérieure à l'altitude du virage conventionnel. C'est pour cette raison que la descente à partir de l'altitude minimale quadrantale jusqu'à l'altitude du virage conventionnel ne doit pas être commencée tant que l'aéronef n'est pas par le travers du radiophare, en éloignement, dans le cas d'un circuit en hippodrome.

La carte de la figure 5 (NDB RWY 6, Norton AFB) publie l'altitude initiale de passage du radiophare, qui garde le pilote à 5 000 pieds jusqu'à ce qu'il soit établi en éloignement. La publication de cette altitude vous permet de descendre jusqu'à 5 000 pieds dans la zone d'entrée (si vous faites un circuit d'hippodrome complet), à partir des altitudes minimales quadrantales relativement élevées. Une fois établi sur la trajectoire en éloignement, quel que soit le type de virage conventionnel, il est possible de commencer, dans la zone de manoeuvre, la descente jusqu'à 4 000 et 3 200 pieds.

Pour souligner davantage l'importance du sujet, voyons la figure 6 qui montre l'aire du virage conventionnel, d'après les vieux critères sur lesquels le PFC 148 était basé. Dans le cadre d'un circuit en hippodrome, il est évident que le pilote pourrait s'écarter de l'espace aérien protégé en effectuant un virage de 180°.

En résumé, rappelez-vous que dans la plupart des cas, c'est vous le pilote qui êtes responsable d'assurer vos propres marges par rapport aux obstacles et rapport au terrain. Pendant l'approche, faites bien attention de ne pas descendre sous une altitude minimale quelconque, tant que vous n'êtes pas établi sur le segment qui vous permet de le faire. Quelle que soit l'approche, vieille ou nouvelle, l'altitude minimale quadrantale vous protège jusqu'à ce que vous soyez établi en éloignement.

**Le saviez-vous?**

Les aéronefs de catégorie E peuvent effectuer les approches basse altitude publiées bénéficiant des nouveaux critères (cherchez le symbole ♦ en bas de la page à droite). Les minima sont les mêmes pour toutes les catégories d'aéronef sauf pour les approches indirectes. (L'approche indirecte n'est pas autorisée pour un aéronef de catégorie E en approche basse altitude lorsqu'elle est publiée seulement pour la catégorie D). Méfiez-vous aussi, car l'aire du virage conventionnel est faite seulement pour la catégorie D; il faut donc vous assurer de rester dans la distance précisée sur la carte d'approche pour le virage conventionnel. Si vous ne pouvez pas compléter le virage conventionnel, il ne reste alors que l'approche directe.



# The Worldly Pilot

Major E.C. Fisher, DFS

When we left you last time, the routine flight across Oceanis Atlanticus had been rudely interrupted by the second strident sounding of the smoke alarm in the left rear lavatory (lav). The story carries on...

The worldly pilot returns to his cockpit and asks the Flight Engineer (FE) to go back and check out the smoke detector, since the first alarm was thought to have been false. Since the first officer and Nav are still in the process of checking weather and airports, our man lets them carry on and waits for the FE to report, while considering his options should there actually be a problem. The FE returns shortly with the news that although the detector is intermittent there seemed to be the hint of an acrid electrical odour in the lav. He starts to check his electrical panels for indications of a defect. He knows the normal problem areas such as toilet flush motors, but the wiring behind the paneling presents different concerns.

The first officer gets off the radios and announces that LAHR is fogged in but forecast to be acceptable for their ETA, and that Gatwick and Heathrow are out of the question due to fog and rain. Shannon is just on limits and forecast to be up and down while Prestwick is on limits but forecast to improve.

The FE reports that while nothing of a problem nature is indicated on his electrical panel or circuit breakers, it is possible that a loose wire or connection may be causing an intermittent shorting or arcing behind the Lav wall panels. He has isolated the circuits for the flush motors and will continue to monitor the situation.

Should the odour continue or get worse he will have to try to remove the Lav wall panels. In the mean time he will check the CFTO wiring diagrams to try and identify exactly which circuits may be implicated. He asks our hero if Trenton's Maintenance organization can be contacted via HF and apprised of the situation. Perhaps they can aid in trouble-shooting the problem.

Our Global Guru tells the Loadmaster (LM) to post one of the cabin crew at the Lav and asks him to come forward to the front office. Upon arrival the LM announces that while the detector is still intermittent, the odour seems to be slightly stronger although there is no visible indication of smoke. He also states that the passengers are starting to question the cabin staff about the activity in the rear of the aircraft. The press people are trying to take pictures and inhibiting movement in the aisle. As an immediate solution, our aircraft commander orders the seat belt sign turned on.

The Nav reports that based on weather and distance, Prestwick is the closest airport. The worldly pilot, his

# Le pilote glorieux

Major E.C. Fisher, DSV

Dans le dernier épisode, le vol de routine pour franchir l'Océan Atlantique venait d'être interrompu brutalement par la seconde alarme stridente du détecteur de fumée dans les toilettes situées à l'arrière gauche. L'histoire continue...

Notre héros retourne à son poste de pilotage et demande au mécanicien navigant de se rendre à l'arrière et de vérifier le détecteur de fumée, car la première fois on pensait qu'il s'agissait d'une fausse alerte. Comme le copilote et le navigateur sont toujours en train de vérifier les conditions météorologiques et les aéroports, notre homme les laisse tranquilles et attend le rapport du mécanicien, tout en envisageant les options qu'il aura en cas de problème. Le mécanicien navigant retourne peu après avec la nouvelle que même si le détecteur ne se déclenche que par intermittence, il semble y avoir un soupçon d'odeur âcre d'origine électrique dans les toilettes. Il commence à inspecter ses panneaux d'électricité pour voir s'il y a une indication de défaillance quelconque. Il sait quels sont les endroits où peuvent normalement surgir des problèmes, les moteurs de chasse d'eau des toilettes par exemple, mais derrière les panneaux le câblage présente d'autres sujets d'inquiétude.

Le copilote interrompt ses activités à la radio et annonce que LAHR est dans le brouillard mais que, d'après les prévisions, le temps devrait être convenable en arrivant à l'ETA; il ajoute que Gatwick et Heathrow sont hors de question à cause de brouillard et de la pluie. Shannon est juste à la limite et les prévisions annoncent des hauts et des bas, alors que Prestwick est à la limite, mais devrait s'améliorer.

Le mécanicien navigant rapporte que ni le panneau électrique ni les disjoncteurs n'indiquent une anomalie quelconque, mais qu'il y a peut-être derrière la paroi des toilettes un court circuit ou une amorce d'arc intermittents dus à un défaut de connexion ou à un fil électrique débranché. Il a isolé les circuits des moteurs de la chasse d'eau et va continuer à surveiller la situation.

Si l'odeur persiste ou devient pire, il faudra essayer d'ôter les panneaux de cloison des toilettes. En attendant, le mécanicien navigant va vérifier les diagrammes de câblage ITFC pour essayer d'identifier exactement quels peuvent être les circuits impliqués. Il demande à notre héros s'il est possible de contacter la maintenance de Trenton en HF pour qu'elle soit mise au courant de la situation, car elle pourrait peut-être aider à rechercher la cause du problème.

Notre Guru dit au chef arrimeur de placer un membre de l'équipage de cabine aux toilettes et lui demande de venir le voir à l'avant. Ce que fait le chef arrimeur, qui annonce que le détecteur fonctionne toujours de manière intermittente, mais que l'odeur

earlier musings about Global Ways and Country Air long forgotten, weighs all the factors and like the trained professional he is, makes the decision. They will proceed direct to Prestwick. The decision made, the crew immediately gear up to make it happen while our man goes back to brief the passengers.

While the Nav is busy updating the Omega, track, distance and ETA, the first officer makes contact with Air Traffic Control, to get a clearance, and then ATOC Trenton to advise of the problem and the immediate solution. Hopefully they can contact Prestwick and make logistical arrangements for the unplanned arrival of the aircraft and passengers. The VIP's will have to be looked after and perhaps other transport arrangements organised.

Next Edition: Inbound Prestwick



semble être légèrement plus forte, bien qu'il n'y ait aucune indication de fumée. Le chef arrimeur dit aussi que les passagers commencent à poser des questions au personnel de cabine au sujet du remue-ménage à l'arrière de l'avion. Les gens de la presse essayent de prendre des photos et gênent les mouvements dans l'allée. Seul moyen de mettre fin au désordre, notre commandant de bord donne l'ordre d'allumer la consigne lumineuse ceintures.

Le navigateur indique que Prestwick est l'aéroport le plus près, si l'on se base sur la météo et la distance. Notre glorieux pilote, oubliant ses rêveries du début au sujet de Global Ways et Country Air, pèse tous les facteurs et prend sa décision. Ils se rendront directement à Prestwick. Maintenant que la décision est prise, l'équipage se consacre au but fixé et notre homme se rend à l'arrière pour parler aux passagers.

Pendant que le navigateur, très occupé, met à jour Omega, route, distance et ETA, le copilote prend contact avec le contrôle de la circulation aérienne pour obtenir l'autorisation voulue, puis ensuite avec l'ATOC de Trenton pour les aviser du problème et de ce qui a été fait à ce sujet. L'équipage a bon espoir d'entrer en contact avec Prestwick et de faire les arrangements logistiques pour l'arrivée non prévue de l'avion et de ses passagers. Il faudra s'occuper des VIP et peut-être faire d'autres arrangements pour le transport.

Prochaine épisode: Direction Prestwick



Fatigue tests in the past have tended to set an arbitrary limit on aircraft service lives. Often an aircraft has more life left in it but without further testing, this life remains unavailable. As with many of the CF fleets, if extension beyond the original projected service life is desirable then complex and expensive fatigue testing needs to be resumed. Current policy on most aircraft is to run this testing until a major failure occurs which cannot be economically repaired or replaced on the actual fleet aircraft. At the same time, revised testing methods now incorporate both fatigue (durability) and damage tolerance aspects; damage tolerance is the structure's ability to withstand loading even with the presence of cracking or flaws in some components. The CF116, CT114 and CC115 fleets in the CF all have full scale durability and damage tolerance testing (DADTT) programs underway to verify or extend their design service lives. These programs are expensive and lengthy but are necessary to ensure the continued safe operation of the types involved.

#### Fatigue summary

In summary, what do we know about fatigue failures in aircraft:

- a fatigue failure is a progressive failure associated with crack initiation and growth;
- the static strength of the aircraft components is unchanged until a crack is formed and begins progressing. As the crack grows, the strength of the component is reduced until some critical crack length is reached and failure occurs;
- the critical crack length for many structural components made from modern alloys is very short, aggravating the situation;
- deterioration of aircraft components subjected to cyclic loading is cumulative and irreversible. Once a component is cracked, careful monitoring is required and may eventually force replacement or repair of the component;
- since the medium stress levels (or "g" levels) occur most frequently during operational usage, they are the major contributor to fatigue damage;
- the time (number of cycles) to failure is dependent on a variety of factors such as material characteristics, component geometry and overall (tensile) stress levels (peak and mean);
- if a crack is present, failure of a component may occur at stress levels well below the normal static strength (or maximum "g" loading) of the material and unless an alternate load path exists will result in catastrophic failure; and
- unexpected or overly severe usage which has not been previously reproduced in testing may cause unpredicted and serious structural problems.

#### The impact of fatigue

Finally, we should now be in a position to understand the impact of fatigue on aircraft operations in general. The answer to the question posed at the beginning of the article should also be apparent. Fatigue problems with aircraft components mean that even if an aircraft is always flown within the normal operating envelope, at some point in time, serious structural problems may develop. If these fatigue problems are undetected, they potentially can result in loss of an aircraft.

The difficulty associated with unexpected or severe usage producing high fatigue life consumption on our aircraft is that the overall impact is delayed. An aircraft functions normally even after cracking begins to appear. If our NDT inspections are effective and we are looking in the right places then these cracks are detected, monitored and repaired when necessary. Damage tolerance analysis techniques are used to predict crack growth rates and determine the required inspection intervals. As severe or unexpected usage continues, however, the overall effect then begins to snowball; more and more components will probably experience fatigue related cracking. Particularly as flight critical components are affected, then the amount of main-

tenance downtime for inspection and/or repair increases dramatically. In extreme cases, operational restrictions may have to be imposed to reduce both the frequency and magnitude of loads on the aircraft fleet in order to conserve these flight critical components.

#### Fatigue life assessment/improvement

The methods used to combat fatigue problems are many and varied. The first major step in the process is a fatigue resistant aircraft design. The second step is accurate usage monitoring to ensure that operational usage does not deviate significantly from the original design considerations for the aircraft. Changes in materials and detail design of components can be used to increase fatigue resistance or eliminate stress concentrations which help to initiate cracking. Careful monitoring of fatigue life usage will allow changes in role or mission profiles to be studied and implemented if necessary to reduce magnitude and frequency of severe loading conditions. Accurate inspection techniques and careful scheduling of periodic repair and improvement programs will help to overcome design deficiencies.

On the majority of CF fleets, in-service loads and their frequency of occurrence are monitored using counting accelerometers which record variations in (vertical) centre of gravity accelerations about steady level flight (1g). On more sophisticated fleets such as the CP140 and CF188, computer-controlled recording systems monitor data from strain sensors in addition to normal acceleration and other basic flight information such as airspeed, altitude, etc. Once the usage is known, predictions of the remaining fatigue life can be made by comparing the frequency and magnitude of the loads actually experienced with those predicted and tested when the aircraft was first manufactured. As we have already noted, fatigue damage is cumulative and irreversible. If the magnitude and/or frequency of loads is higher than originally anticipated then the remaining service life on some components will be shorter than originally projected.

#### What else can be done?

The bottom line for operators and maintainers is that aircraft fatigue is a serious and complicated issue. There are no easy answers or solutions. We need to know exactly how we fly our aircraft and we need to ensure that our usage is comparable to the original design conditions for the aircraft type. This requirement obviously falls on the various command and headquarters staffs to monitor. For the operators and maintainers, however, there are some basic procedures which will also help.

Education on the factors surrounding fatigue life consumption is always an initial step. Operational flying techniques which eliminate unnecessary flight manoeuvres beyond those which are normally required and which encourage lower "g" load factors wherever and whenever possible will pay dividends in terms of fatigue life conservation. High speed taxiing and towing at high gross weights should be avoided. Turbulence and severe weather conditions should also be avoided when possible. For maintenance personnel, careful adherence to established procedures for component installation, removal and maintenance along with the use of correct tools will help to minimize unnecessary tool marks, scratches and nicks that induce stress concentrations. Careful recording of flight/maintenance data will also contribute to our knowledge of how we fly our aircraft.

These suggestions are obviously nothing beyond those already put forward for normal, safe, flying operations. These same techniques not only pay dividends in terms of flight safety, but also in terms of fatigue life conservation. The fatigue life of an aircraft is a non-renewable resource. As the average age of our aircraft increases, fatigue life conservation will continue to play an increasing role in the overall management policy of CF fleets and it should be clear that the impact of fatigue-related problems is everyone's concern.

#### Résumé sur la fatigue

En résumé, que savons-nous des ruptures de fatigue qui se produisent sur les aéronefs?

- une rupture de fatigue est une rupture progressive associée à un commencement de crique et à sa croissance;
- la tenue statique des éléments d'aéronef reste inchangée jusqu'à la formation d'une crique et à son étendue progressive. Au fur et à mesure que la crique s'allonge, la résistance de l'élément diminue jusqu'au moment où la crique atteint une longueur critique et la rupture se produit;
- pour de nombreux éléments structuraux faits d'alliages modernes, une crique a une très courte longueur critique, ce qui aggrave la situation;
- la détérioration des éléments d'aéronef soumis à des charges cycliques est cumulative et irréversible. Lorsqu'un élément est criqué, il faut le surveiller de près; éventuellement, il peut être nécessaire de le remplacer ou de le réparer;
- les niveaux de contrainte moyenne (ou de « g ») sont les principaux responsables des dommages dus à la fatigue, car ils se produisent très fréquemment en usage opérationnel;
- le temps qui s'écoule (nombre de cycles) jusqu'au moment de la rupture dépend de facteurs divers, tels que les caractéristiques matérielles, la géométrie de l'élément et les niveaux des forces de traction (niveau de crête et niveau moyen);
- la rupture d'un élément criqué peut se produire à un niveau de contrainte très inférieur à la résistance statique normale (ou facteur de charge maximale « g ») du matériau dont il est constitué, et se traduira par une rupture catastrophique si le cheminement des efforts ne peut se faire par une autre voie;
- l'utilisation inattendue ou particulièrement violente sans avoir déjà été reproduite aux essais peut causer des problèmes structureux graves et imprévisibles.

#### L'impact de la fatigue

Finalement, nous devrions être maintenant en mesure de comprendre l'impact de la fatigue sur les opérations d'aéronef en général. La réponse à la question posée au début de l'article devrait aussi être évidente. Les problèmes de fatigue des éléments d'aéronef reviennent à dire que même si un appareil vole dans son domaine d'exploitation normal, il arrive un moment où de graves problèmes structureux peuvent se développer. Si ces problèmes ne sont pas détectés, ils peuvent se traduire par la perte de l'aéronef.

La difficulté associée avec une utilisation imprévue ou violente qui amène une dépense élevée de la durée de vie en fatigue est que l'impact général est différé. Un aéronef se comporte normalement même après l'apparition de criques. Si les inspections par contrôle non destructif sont efficaces et si nous regardons au bon endroit, les criques sont alors détectées, surveillées et réparées lorsque nécessaire. Les techniques d'analyse de tolérance aux dommages sont utilisées pour prédire les taux de croissance des criques et déterminer les intervalles d'inspection. Toutefois, si l'aéronef continue à être utilisé de manière imprévue ou violente, les effets commencent à faire bouler de neige et des criques de fatigue se forment sur un nombre d'éléments de plus en plus grand. En particulier, au fur et à mesure que des éléments critiques pour le vol sont touchés, le temps d'immobilisation nécessaire à la maintenance pour les inspections et/ou les réparations augmente dramatiquement. Dans les cas extrêmes, des restrictions opérationnelles peuvent être imposées pour réduire la fréquence et l'importance des charges appliquées aux aéronefs des flottes, afin de conserver ces éléments critiques pour le vol.

#### Durée de vie en fatigue — Détermination et amélioration

Les méthodes utilisées pour combattre les problèmes de fatigue sont nombreux et variés. Le premier pas important consiste à étudier un aéronef qui soit résistant à la fatigue. Il faut ensuite veiller à ce qu'il ait une utilisation opérationnelle bien définie pour ne pas trop s'écarter des considérations d'étude

originales. Une meilleure résistance des éléments à la fatigue ou l'élimination des concentrations de contraintes peuvent s'obtenir en changeant les matériaux dont ils sont faits ou en apportant des modifications de détail. La surveillance attentive de l'utilisation d'un aéronef en tenant compte de sa durée de vie de fatigue permet d'étudier des changements de rôle ou de profils de mission à apporter si nécessaire pour réduire l'importance et la fréquence des situations où les charges sont fortes. Des techniques précises d'inspection et des programmes bien étudiés d'améliorations et de réparations périodiques aident à surmonter les vices de conception.

Dans la majorité des aéronefs des Forces canadiennes, les charges en temps d'exploitation et la fréquence à laquelle elles se produisent sont surveillées par des accéléro-compteurs qui enregistrent les variations d'accélération (accélération verticale du centre de gravité par rapport au vol stable à l'horizontale (1g)). Sur les appareils plus sophistiqués comme le CP140 et le CF188, des dispositifs d'enregistrement commandés par ordinateur surveillent les données de capteurs d'effort en plus de surveiller l'accélération normale et les autres informations de vol fondamentales comme la vitesse, l'altitude, etc.. L'utilisation étant connue, les prédictions relatives à ce qui reste de la durée de vie en fatigue peuvent être faites en comparant la fréquence et l'importance des charges réelles avec celles, prévues, qui ont fait l'objet d'essais lorsque l'aéronef a été construit pour la première fois. Comme nous l'avons déjà noté, les dommages dus à la fatigue sont cumulatifs et irréversibles. Si l'importance et la fréquence des charges sont plus élevées que prévues à l'origine, la durée de vie restante de certains éléments sera plus courte que celle prévue à l'origine.

#### Que peut-on faire d'autre?

Pour les exploitants et les gens de l'entretien, le fond du problème est que la fatigue des aéronefs est un sujet grave et compliqué. Il n'y a pas de réponse ou de solution facile. Nous avons besoin de connaître exactement la manière dont les aéronefs sont pilotés et nous avons besoin d'être sûr que le traitement qu'ils subissent correspond aux conditions prévues par les calculs originaux. Il est évident que cette nécessité appartient aux divers commandements et personnels des Quartiers-généraux. Les exploitants et le personnel d'entretien disposent toutefois de quelques procédures pour les aider.

L'éducation relative aux facteurs de fatigue qui s'attaquent à la durée de vie est toujours un premier pas. Les techniques opérationnelles qui éliminent les manoeuvres autres que celles normalement requises et qui encouragent d'utiliser des facteurs de charge « g » moins élevés paient des dividendes en termes de conservation de durée de vie. Il faut éviter de circuler au sol à grande vitesse et de remorquer un aéronef ayant une masse brute élevée. La turbulence et les conditions météorologiques très mauvaises doivent aussi être évitées si possible. En ce qui concerne le personnel d'entretien, l'observation rigoureuse des procédures établies pour l'installation, la dépose et l'entretien des divers éléments, ainsi que l'utilisation d'outils appropriés contribuent à minimiser les marques, rayures et entailles faites par les outils, qui toutes induisent les concentrations de contrainte. Le soin apporté à l'enregistrement des données de vol et de l'entretien contribue aussi aux connaissances sur notre manière de piloter.

Ces suggestions ne prétendent pas apporter du nouveau à ce qui a déjà été dit à propos des missions opérationnelles normales et de la sécurité qui s'y rattache. Les mêmes techniques payantes lorsqu'il s'agit de la sécurité des vols le sont aussi pour conserver la durée de vie en fatigue. Celle-ci est une ressource non renouvelable. Au fur et à mesure que la moyenne d'âge de nos aéronefs augmente, la conservation de la durée de vie en fatigue continuera à jouer un rôle de plus en plus grand dans la politique générale de gestion des flottes des Forces canadiennes, et il doit être clair que l'impact des problèmes associés à la fatigue est un sujet qui intéresse chacun d'entre nous.



# 1987 ALSE Update

Capt Kelly Jamieson, DAR 3-2



## Overview of ALSE Management

All CF Aviation Life Support Equipment (ALSE) projects are managed from NDHQ by a variety of Directorates. Primarily, these are the Directorate of Air Requirements (DAR), the Directorate of Aerospace Engineering (DAS Eng) and the Directorate of Clothing, and General Engineering and Maintenance (DCGEM). Other interested Directorates include Air Operations and Training (DAOT), Flight Safety (DFS), Maritime Aviation (DMA), Land Aviation (DLA) and Preventive Medicine (DPM). The Defence and Civil Institute of Environmental Medicine (DCIEM), Medical Life Support Division (MLSD) is the prime research and development organization for ALSE projects. DCIEM is normally tasked by DAR through DAS Eng to develop improvements to a wide variety of ALSE.

The field representatives for ALSE are called, naturally enough, ALSEOs (Aviation Life Support Equipment Officers). Every flying unit and base should have an ALSEO. Group Headquarters, AIRCOM and CFE all have designated ALSEOs who work to identify ALSE requirements and to provide operational input when required, often through user trials. An ALSEO symposium is held once a year to qualify new ALSEOs and to provide an update on equipment. The ALSEO on your flying unit is your point of contact on LSE issues. Chances are, at some point in your career you will be asked to participate in a user trial and comment on a new piece of gear. That will be your opportunity to work to improve the equipment you wear every time you fly.

New automatic inflation device FLU-8A/P for Mae West worn by ejection seat aircrew



Nouveau dispositif de gonflage automatique FLU-8A/P pour le Mae West porté par les membres d'équipage d'avions à sièges éjectables.

## Clothing

**New Aircrew Glove.** A new nomex liner is being produced and should be available early next year. The final decision on the design of the new glove will be made by the time you read this article. Look for your new nomex/leather glove during the summer/fall of '88.

**Aircrew Boot.** This boot is being procured now. It is similar to the combat boot but has no steel toe. The tread is designed to minimize dirt accumulation and the eyelets are larger to permit easier lacing. You should see these boots in supply during spring/summer '88.

**Flight Jacket Pen Holders.** Pens in flight jacket pen holders have been found to cause problems during emergency egress on some aircraft. Due to the mobility of aircrew within different communities, modification instructions are being issued to have these holders sewn closed or removed on all jackets. Future procurements will not include the jacket pen holder. ALSEOs and FSOs should be on the lookout for pens in shoulder pockets and advise aircrew accordingly. In addition, if your flight suit has leg slits for use with ejection seat leg garters and they are not used in your aircraft, they should be sewn closed by your supply section when issued.

**Flight Suit Colour Changes.** Green and tan suits are on the way out and blue is on the way in. You may find it hard to get a green suit in the near future; however, tan will be available in the interim. Air force blue flying suits and jackets should start making their way into the system next year. For the Tac Hel flyers, you should soon start to see your two-piece operational green flight suit and green turtle necks.

**Miscellaneous Clothing.** Development is continuing slowly on mods to winter flying gear. The aim is to reduce bulk but retain the required thermal protection. Various items of face protection are currently being evaluated by the Survival School in Edmonton. Survival vests for CF-18 operators in Canada will be available Nov/Dec 87.

**Immersion Suits.** An improved version of the quick-don immersion suit will soon be sent for re-trial by MAG units involved in this development.

**Stainless Steel ID Disc.** This heat resistant disc will be available in the immediate future. Watch for an AIG 1776 message to advise on ordering procedures.

## Equipment

**Survival Vest/Life Preserver (SV/LP).** DCIEM is finalizing development on a new combined survival vest/ life preserver for fleet wide use. ALSEO's have seen this item; contact yours for more information. Early in 1988, each Group will have an opportunity to user-trial this interesting item. (Photo).

**Chemical Defence.** The ALSE field is becoming more and more intertwined with Chemical Defence. Development is continuing on an aircrew variant of the C4 mask known as the XC4. For some time to come however, aircrew flying in CD gear will be wearing the AR5 ensemble. Procurement, trial and training to use and maintain this equipment is ongoing. It presents quite a challenge to aircrew to operate effectively when wearing CD equipment, therefore training is absolutely essential. Contact your Squadron ALSEO for more information on CD equipment.

**Body Cooling.** The thermal stresses imposed by layer upon layer of environmental clothing have long been recognized. The provision of effective and practical means to provide body cooling is proving to be most difficult. There are; however, some promising developments on the horizon, one being the recent availability of a very compact chiller unit. We hope to test this new equipment in the CH124 and CF-18 within the next two years.

**Helmets.** DH190A dual visor trials and mask — helmet connection trials are ongoing. Once the final configuration for this helmet is determined the possibility of replacing the DH41-2 used in the Tutor and T-33 will be considered.

**Integrated G-Suit/Immersion Suit.** This item should be in the field in early '88. This G-suit is designed to be worn underneath a modified immersion suit with the inclusion of a "pass-through" kit. The G-Suit portion is not a personal issue item due to the relatively small percentage of flights requiring the immersion suit to be worn. The immersion suit is a personal issue item due to the requirement to fit the "pass-through" kit on the suit to accommodate each individual. The "pass-through" kit includes a plug so that the modified immersion suit may be worn without the G-Suit if required.

**CF-18 O<sub>2</sub> System Improvements.** The regulator is undergoing a modification to include an emergency O<sub>2</sub> bypass. Further improvement to this system is planned with the fitting of an

# Mise à jour ESA 1987

Capt Kelly Jamieson,  
DBRA 3-2

## Aperçu de la gestion de l'ESA

Tous les programmes concernant l'équipement de survie (ESA) des FC sont gérés à partir du QGDN par diverses directions. Essentiellement, il s'agit des directions des Besoins en ressources aériennes (DBRA), des Techniques de soutien aérospatial (DTSA) et de Génie et maintenance (fourniture) (DFGM). Parmi les autres directions concernées, il y a les directions des Opérations aériennes et entraînement (DOAE), de la Sécurité des vols (DSV), de l'Aviation maritime (D Av Mar), du Service aéroterrestre (DSA) et de la Médecine préventive (DM Prév). L'Institut militaire et civil de médecine environnementale (IMCME), Division de soutien logistique de la santé, est le principal organisme de recherche et développement pour les programmes d'ESA. L'IMCME est normalement chargée par le DBRA, par l'intermédiaire du DTSA, d'améliorer une grande variété d'ESA.

Les représentants locaux de l'ESA se nomment, tout naturellement, OESA (Officiers de l'équipement de survie des aéronefs). Chaque unité aérienne et chaque base aérienne doivent avoir un OESA. Les Quartiers généraux de groupe, le Commandement aérien et les FCE ont tous un OESA dont la tâche est de déterminer les besoins en ESA et de communiquer les réactions au besoin, souvent à l'aide d'essais par les utilisateurs. Un symposium réunissant les OESA est tenu une fois l'an pour former de nouveaux OESA et pour fournir une mise à jour de l'équipement. L'OESA de votre unité aérienne est votre point de contact en ce qui concerne les ESA. Il y a des chances qu'à un moment donné de votre carrière, on vous demande de participer à des essais et de faire des observations sur un nouvel équipement. Vous aurez donc l'occasion de contribuer à l'amélioration de l'équipement que vous portez chaque fois que vous volez.

## Vêtements

**Nouveaux gants PN.** Une nouvelle doublure en Nomex est en cours de production et doit être disponible au début de l'an prochain. La décision finale concernant le modèle du nouveau gant sera déjà prise lorsque vous lirez le présent article. Vous pourrez vous procurer vos nouveaux gants en cuir et en Nomex au cours de l'été ou de l'automne 1988.

**Chaussures PN.** Nous avons passé la commande aux fournisseurs. Elles sont semblables aux brodequins de combat, mais n'ont pas de protège-orteils en acier. La semelle est conçue pour réduire au minimum l'accumulation de saletés, et les œillets sont plus grands pour faciliter le laçage. Normalement, ces chaussures devraient arriver au magasin au cours du printemps ou de l'été 1988.

**Pochettes à stylos des blousons de vol.** Des stylos dans des pochettes à stylos de blouson de vol ont causé des problèmes au cours d'évacuations d'urgence sur certains aéronefs. À cause de la mobilité du personnel navigant d'un endroit à l'autre, on est en train de préparer des instructions de modification pour que ces pochettes soient fermées par une couture ou qu'elles soient supprimées de tous les blousons. Les blousons qui seront commandés à l'avenir n'auront pas de pochettes à stylos. Les OESA et les OSV doivent ouvrir l'œil et avertir en conséquence ceux qui ont encore des stylos dans leurs pochettes de manche. En outre, si votre combinaison de vol a des fentes dans les jambes pour utilisation avec jarretières de jambe pour siège éjectable, qui ne sont pas utilisées dans votre avion, elles doivent être fermées par une couture par le magasin lorsque vous l'obtenez.

**Nouvelles couleurs des combinaisons de vol.** Les combinaisons vertes et couleur tan sont en train de laisser la place aux combinaisons bleues. Il sera peut-être bientôt difficile d'obtenir une combinaison verte. Cependant, les combinaisons de couleur tan seront disponibles entre temps. Les combinaisons et blousons de vol bleu aviation devraient commencer à être disponibles l'an prochain. Les pilotes d'hélicoptère tactique devraient pouvoir obtenir bientôt leurs vêtements de vol deux pièces vert militaire et leurs cols roulés verts.

**Vêtements divers.** Les modifications aux tenues de vol d'hiver se poursuivent à un rythme lent. Ces modifications ont pour but de réduire l'encombrement, tout en conservant la protection thermique nécessaire. Divers articles de protection faciale sont actuellement en cours d'évaluation par l'École de survie à Edmonton. Les gilets de survie pour les pilotes de CF-18 au Canada seront disponibles en novembre ou en décembre 1987.

**Combinaisons flottantes.** Une version améliorée de la combinaison flottante qui s'enfile rapidement sera bientôt envoyée pour d'autres essais aux unités GAM qui participent à l'étude.



Gilet de survie et de sauvetage combiné étudié par l'IMCME DCIEM developed combination survival/life preserver

**Plaques d'identité en acier inoxydable.** Ce disque résistant à la chaleur sera disponible très bientôt. Surveillez le message 1776 du groupe indicateur d'adresse (AIG) qui donnera la façon de commander cet article.

## Équipement

**Gilet de survie et de sauvetage.** L'IMCME est en voie de terminer l'étude d'un nouveau gilet combiné de survie et de sauvetage pour utilisation à l'échelle des FC. Les OESA ont vu cet article. Communiquez avec le vôtre pour de plus amples renseignements. Au début de 1988, chaque groupe aura l'occasion d'essayer cet article intéressant (photo).

**Défense chimique.** Le domaine de l'ESA est de plus en plus touché par la défense contre les produits chimiques. L'étude se poursuit sur une variante pour les membres d'équipage du masque C4, portant le nom XC4. Pendant un certain temps cependant, les équipages volant en tenue de défense chimique porteront la tenue AR5. L'obtention, les essais et la formation sur la façon d'utiliser et d'entretenir cet équipement sont en cours. C'est tout un défi pour les membres d'équipage de travailler efficacement lorsqu'ils portent l'équipement de défense chimique. Par conséquent, la formation est absolument essentielle. Communiquez avec l'OESA de votre escadron pour de plus amples renseignements sur l'équipement de défense chimique.

**Refroidissement corporel.** Les contraintes thermiques imposées par plusieurs épaisseurs de vêtements climatiques ont été reconnues depuis longtemps. Les moyens efficaces et pratiques d'assurer le refroidissement corporel s'avèrent des plus difficiles à obtenir. Il y a, cependant, des progrès prometteurs à l'horizon, l'un d'eux étant la disponibilité récente d'un appareil réfrigérant très compact. Nous espérons faire l'essai de ce nouvel équipement dans le CH124 et le CF-18 d'ici deux ans.

**Casques.** Les essais de la visière double DH190A et des raccords du masque et du casque sont en cours. Lorsque la configuration finale de ce casque sera déterminée, la possibilité de remplacer le DH41-2 utilisé dans le Tutor et le T-33 sera considérée.

**Combinaison flottante à combinaison anti-g intégrée.** Cet article devrait être disponible au début de 1988. Cette combinaison anti-g est conçue pour être portée sous une combinaison flottante modifiée qui comprend des accessoires de "traversée". La combinaison anti-g n'est pas un article distribué individuellement à cause du pourcentage assez faible de vols qui nécessitent le port de la combinaison flottante. Cette dernière est un article distribué individuellement à cause de la nécessité d'adapter les accessoires de "traversée" à la combinaison en fonction de chaque personne. Les accessoires de "traversée" comprennent un bouchon de façon que la combinaison flottante modifiée puisse être portée sans la combinaison anti-g au besoin.

**CF-18: Améliorations du circuit d'oxygène.** Le régulateur est en cours de modification pour comprendre une dérivation de secours d'oxygène. Une autre amélioration pour ce circuit est prévue. Il s'agit de la pose d'une soupape anti-suffocation au masque MBU 12/P. La date limite pour poser la soupape est janvier et février 1988. Alors que les améliorations au circuit d'oxygène en ce qui concerne le régulateur monté sur le pilote sont en cours, le remplacement de ce régulateur par un régulateur monté dans le tableau est encore à l'étude.

**T-33: déclenchement de l'éjection par l'accoudoir gauche.** Le CETA étudie une modification de siège de T-33 pour permettre le déclenchement de l'éjection par l'accoudoir gauche. À la fin des essais du CETA, une décision sera prise en ce qui concerne la méthode de montage sur les appareils.



anti-suffocation valve (ASV) to the MBU 12/P mask. Target date for fitting the ASV is Jan-Feb 88. While O<sub>2</sub> system improvements revolving around the man-mounted regulator are ongoing, replacement of this regulator with a panel mounted regulator is still under consideration.

**T-33 Left Arm-Rest Ejection Initiation.** AETE is working on a T-33 seat modification to incorporate left arm-rest ejection initiation. Upon completion of AETE testing a decision will be made on the method of fleet fitment.

**T-33 Low Profile Seat Pack.** Delivery of the first low profile containers is expected late '87. Improved seat cushions should now be installed in all T-33s. Once the low profile seat pack is in service the comfort level of tall pilots should rise considerably.

**CF-18 Parachute Training Equipment.** Rigid Seat Survival Kits and Simplified Combined Harness assemblies are scheduled for delivery in Mar and May 88. This equipment is to be used to help familiarize CF-18 pilots with the unique characteristics of the GQ1000 parachute. AIRCOM is being asked to task the appropriate units to prepare a training plan to use this equipment. A modification to highlight the steering loops by changing their colour to red is being introduced. Meanwhile, development and testing of the AIM parachute as a replacement for the GQ1000 is ongoing.

**Automatic Inflation Device (AID).** A new AID is being introduced now. The FLU 8A/P will replace the time expired AID currently in service on the — 6316 Mae West worn by aircrew flying ejection seat aircraft. It has a different manual grip than the old style as you can see in the photographs. This "rosary bead" grip will make it easier to use in time of need. All aircrew need to be aware that once this device is water activated, the entire AID must be replaced. After manual activation, only the CO<sub>2</sub> cannister needs to be replaced.

**CC130 Flight Engineer Seat.** Work is underway at DCIEM to modify the head-rest, back cushion and seat cushion on the FE seat. If successful, this project will be expanded to include the other crew seats in the CC130.

**CH124 Backpack and Emergency Breathing System (EBS).** The backpack has been modified to make it thinner. It will be ready for field trials in '88. The EBS is being refined and it is planned to include this in the backpack. Training to use the EBS is very important. DCIEM, MAG (and eventually CH124 ALSEOs) will be able to provide more information on the proper use of this equipment.

**Personal Issue Head-Sets.** The "David Clark" model H10-76 is being bought to replace current head-sets on the CC130 and the CC109. The H10-76 is already on scale of issue for the CC115, the CC129 and the CC138. CC137 pilots have requested an alternate head-set via UCR and this request is being staffed by the Directorate of Avionics, Simulators and Photography (DASP). Operators of the CP140 use the "David Clark" H10-40. At present there are no plans to use head-sets in the CP121. Aircrew need to be aware of the impact of making this equipment a personal issue item. Proper care and handling of this attractive and relatively expensive item is essential to conserve resources.

**Survival Pack Smoke Signal and Flare.** The MK124 Mod O day/night signal will soon be replaced with the Pains-Wessex No. 1 MK2 signal. This signal was chosen following a user trial conducted at CFSTS in Edmonton. Operation is similar to the type of signal most aircrew are familiar with. ALSEOs should determine from their local safety systems section when the new signal is to be introduced and brief all squadron personnel on its safe operation.

**CT114 Ejection Seat Improvements.** Planned seat improvements include a re-location of the ballistic powered inertia reel (BPIR) to reduce the download on seat occupants shoulders during ejection. Along with this is a new head-rest cover is to be introduced as well as the re-location of the BPIR control handle to make it more accessible for operation. It is also planned to shorten the ejection sequence by replacing the M32A1 (1 sec) initiation with XM120 (.65 sec).

**T-33: paquetages de siège moins épais.** La livraison des premiers paquetages moins épais est attendue pour la fin de 1987. Des coussins de siège améliorés doivent maintenant être posés dans tous les T-33. Lorsque les paquetages de siège moins épais seront en service, le confort des grands pilotes augmentera considérablement.

**Parachutes de CF-18: équipement d'instruction.** La livraison des paquetages de siège rigides et les harnais simplifiés combinés est prévue pour les mois de mars et mai 1988. Cet équipement doit être utilisé pour permettre aux pilotes de CF-18 de se familiariser avec les caractéristiques spéciales du parachute GQ1000. On a demandé au Commandement aérien de charger les unités voulues de préparer un plan de formation visant l'utilisation de cet équipement. Une modification pour mettre en évidence les poignées des élévateurs en leur donnant la couleur rouge est en cours d'incorporation. Pendant ce temps, l'étude et l'essai du parachute à ouverture automatique qui va remplacer le GQ1000 sont en cours.

**Dispositif de gonflage automatique.** On a commencé la mise en service d'un nouveau dispositif de gonflage automatique. Le FLU 8A/P va remplacer le dispositif de gonflage automatique périmé actuellement en service sur le — 6316 Mae West porté par les membres d'équipage volant dans des aéro-nefs à sièges éjectables. Il comprend une poignée différente de l'ancienne comme vous pouvez le constater sur les photographies. Cette poignée en forme de boule sera plus facile à utiliser en cas de besoin. Tous les membres d'équipage doivent se rappeler que lorsque ce dispositif est actionné par l'eau, tout le dispositif de gonflage automatique doit être remplacé. Après un déclenchement manuel, seule la cartouche de CO<sub>2</sub> a besoin d'être remplacée.

**CC130: siège de mécanicien navigant.** Des travaux sont en cours à l'IMCME pour modifier l'appui-tête, le coussin de dossier et le coussin de siège du siège du mécanicien navigant. Si le projet réussit, il sera étendu aux autres sièges de membre d'équipage du CC130.

**CH124: sac à dos et système respiratoire de secours.** Le sac à dos a été modifié pour le rendre plus mince. Il sera prêt pour les essais en escadron en 1988. Le système respiratoire de secours est en cours d'amélioration et il est prévu qu'il fera partie du sac à dos. La formation en vue d'utiliser ce système est très importante. L'IMCME, le GAM (et plus tard les OESA de CH124) seront en mesure de fournir plus de renseignements sur la bonne utilisation de cet équipement.

**Casques d'écoute individuels.** On achète présentement le modèle H10-76 David Clark pour remplacer les casques d'écoute actuels pour le CC130 et le CC109. Le H10-76 figure déjà sur le barème de dotation pour le CC115, le CC129 et le CC138. Les pilotes de CC137 ont demandé un autre casque d'écoute par l'intermédiaire d'un RENS, et cette demande est en train d'être traitée par la Direction de l'avionique, des simulateurs et de la photographie (DASP). Les équipages de CP140 utilisent le H10-40 David Clark. Dans le moment, il n'existe aucun plan d'utilisation de casques d'écoute pour le CP121. Les membres d'équipage doivent être conscients de ce que signifie le fait de faire de cet équipement un article individuel. Il est essentiel de manipuler et d'entretenir avec soin cet article attrayant et assez cher pour préserver nos ressources.

**Signaux pyrotechniques de paquetage de survie.** Les signaux pyrotechniques Mod O jour/nuits MK124 seront bientôt remplacés par les signaux Pains-Wessex n° 1 MK2. Ces signaux ont été choisis par suite d'essais effectués à l'ESFC d'Edmonton. Leur fonctionnement est semblable à celui du type de signaux que la plupart des membres d'équipage connaissent bien. Les OESA doivent déterminer à partir de leur section de systèmes de sécurité locale à quel moment les nouveaux signaux doivent être mis en service, et doivent renseigner tout le personnel de l'escadron sur la façon de les faire fonctionner en toute sécurité.

**CT114: amélioration des sièges éjectables.** Les améliorations prévues des sièges comprennent le déplacement de l'enrouleur à inertie à circuit pyrotechnique pour réduire les contraintes sur les épaules au cours de l'éjection. En outre, un nouveau dessus d'appui-tête doit être mis en service. La poignée de commande de l'enrouleur doit être placée à un autre endroit pour qu'elle soit plus facile à actionner. Il est aussi prévu de raccourcir la séquence d'éjection en remplaçant l'impulseur M32A1 (1 sec) par le XM120 (0.65 sec).



## Bird Watcher's Corner

## Un drôle d'oiseau!

### Icelandic Iced-up Plummet (*Plummetus Iced-upus*)

Each winter, this species comes closer to extinction. Despite modern advances in weather forecasting, this bird refuses to check weather prior to flight (local, enroute, destination and alternate). Without proper pre-flight preparations, this foolhardy bird sets out on his flight to oblivion. The results of such foolhardy actions are evident in the decreasing numbers of his species.

He can be identified by his call:

**AMIEVERINIT — METWOULDHAVEONLY  
TAKENAMINUTE**

### Le plongeon des glaces aux ailes givrées (*Plongonus givratus*)

Tous les hivers cette espèce est bien près de disparaître. Malgré les progrès réalisés dans le domaine des prévisions météorologiques, notre oiseau refuse de se renseigner, avant de s'envoler, sur le temps qu'il fait (local, en route, à destination et à l'aéroport de décollage). Sans aucune préparation, ce volatile à cervelle de moineau part pour un vol sans retour. Le résultat de cette conduite insensée est évident: le nombre des oiseaux de cette espèce diminue de plus en plus.

Le plongeon est reconnaissable à son cri.  
**CHUIFOUTU — JORAIDUPACÉALAMÉTÉO**



